

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Experimentální porovnání křídla klasické koncepce a křídla
kruhového půdorysu

Experimental Comparison of Conventional Wing and Circular
Design Wing

Student: Martin Svoboda

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Lubor Sobek, Ph.D.

Ostrava 2013

Zadání bakalářské práce

Student:

Martin Svoboda

Studijní program:

B3712 Technologie letecké dopravy

Studijní obor:

3708R036 Technologie letecké dopravy

Téma:

Experimentální porovnání křídla klasické koncepce a křídla kruhového
přodorysu
Experimental Comparison of Conventional Wing and Circular Design
Wing

Zásady pro vypracování:

1. Analýza vlastností nosné plochy kruhového přodorysu
2. Koncepční návrh létajícího modelu pro potřeby měření
3. Popis konstrukce a praktické zhotovení létajícího modelu
4. Letová měření a porovnání získaných hodnot

Seznam doporučené odborné literatury:

Lněnička, J., Hoření, B.: Letecké modelářství a aerodynamika, Naše vojsko, Praha, 1977

Sekanina, F.: Aerodynamický výpočet letadla, Č. A. T. Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky v Praze, Praha, 1944

Beneš, P.: Svět křídel, Orbis, Praha, 1949

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Lubor Sobek, Ph.D.**

Datum zadání: 14.12.2012

Datum odevzdání: 20.05.2013



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry

doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě 17. 5. 2013

..... Martin Svoboda

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že se na mou bakalářskou práci plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo,
- беру на ве́доміі, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci nevýdělečně užít (§ 35 odst. 3),
- souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO,
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO v případě zájmu z její strany uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona,
- bylo sjednáno, že užít své dílo – bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- беру на ве́доміі, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě: 17.5.2013

.....Martin Svoboda.....

podpis

Jméno a příjmení autora práce: Martin Svoboda

Adresa trvalého pobytu autora práce: Jaselská 79, Oldřišov, 747 33

Poděkování

Děkuji vedoucímu své bakalářské práce panu Ing. Luboru Sobkovi, Ph.D. za vedení této bakalářské práce, za jeho cenné rady a připomínky. Také bych rád poděkoval svému otci za pomoc při konstrukci experimentálního modelu a při letových měřeních. Děkuji také celé své rodině, přítelkyni a přátelům za podporu při tvorbě této práce.

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

SVOBODA, M. *Experimentální porovnání křídla klasické koncepce a křídla kruhového půdorysu: bakalářská práce*. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy - Ústav letecké dopravy, 2013, 65 s. Vedoucí: Ing. Sobek, L., Ph.D.

Tato bakalářská práce se zabývá vlastnostmi křídla s kruhovým půdorysem a pomocí experimentu provedeného na létajícím modelu srovnává vlastnosti tohoto křídla s křídlem obdélníkového půdorysu. První část práce se zabývá vlastnostmi vycházejícími z aerodynamiky a používáním křídel s kruhovým půdorysem v průběhu historie. Druhá část popisuje návrh a konstrukci letounu určeného k provedení experimentu, vyhodnocení a porovnání získaných výsledků.

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

SVOBODA, M. *Experimental Comparison of Conventional Wing and Circular Design Wing: Bachelor Thesis*. Ostrava: VŠB - Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport - Department of Air Transport, 2013, 65 p. Thesis head: Ing. Sobek, L., Ph.D.

This bachelor thesis deals with characteristics of circular wing design and compares its characteristics with conventional wing design with the usage of an experiment, using a flying model of an aircraft. The first part of this thesis deals with characteristics based on aerodynamics and with circular wing design history. The second part of this thesis describes the designment and construction of an aircraft used for the experiment and assessment and comparison of gained results.

Obsah

Seznam použitých zkratk	9
Cíle bakalářské práce	10
Úvod	11
1 Aerodynamická analýza	12
1.1 Geometrické charakteristiky křídla	13
1.2 Úhel šípu křídla	14
1.3 Štíhlost křídla	16
1.4 Vlastnosti křídel běžných půdorysů	17
1.5 Závěr aerodynamické analýzy	19
2 Historie letadel s křídly kruhového půdorysu	20
2.1 Annular, Kitchen – Lee – Richards	20
2.2 Cycloplane, Romme – McCormick	21
2.3 Roundwing, Nemeth	23
2.4 Arup, Snyder – Hoffman	24
2.5 AS-6, Sack	26
2.6 Flying Pancake, Zimmerman	27
2.7 EKIP, Schukin	29
3 Návrh létajícího modelu určeného pro měření	30
3.1 Základní myšlenka	30
3.2 Celková koncepce	31
3.3 Detailní návrh	32
3.4 Problematika velikosti nosné plochy	35
3.5 Stanovení polohy těžiště	36
3.6 Jméno letounu	36
4 Konstrukční řešení	37
4.1 Materiál použitý pro stavbu	37
4.2 Trup	38

4.3	Ocasní plochy	39
4.4	Křídlo A – obdélníkový půdorys	39
4.5	Křídlo B – kruhový půdorys	40
4.6	Ukotvení křídel	40
4.7	Podvozek	41
4.8	Hmotnost letounu	41
5	Pohonná soustava	42
6	Letová měření	43
6.1	Zálet	43
6.2	Prostředky pro provedení měření	43
6.3	Měřené parametry	44
6.4	Podmínky pro letová měření	45
6.5	Metodika měření	45
6.6	Metodika vyhodnocování	46
6.7	Vyhodnocení výsledků	47
7	Závěr	49
	Seznam použitých zdrojů	50
	Seznam obrázků	54
	Seznam tabulek	54
	Seznam vzorců	55
	Seznam příloh	55

Seznam použitých zkratk

Zkratka	Anglický název	Český název
A		ampér
A		mohutnost VOP
AC	Aerodynamic Center	aerodynamický střed
AR	Aspect Ratio	štíhlost
I		rozpětí křídla
C_D		součinitel odporu
C_L		součinitel vztlaku
C_{Lmax}		maximální součinitel vztlaku
c		hloubka profilu
c_0		kořenová hloubka profilu
c_1		koncová hloubka profilu
c_k		koncová hloubka profilu
c_o		kořenová hloubka profilu
c_{SAT}		hloubka profilu v místě SAT
EPP	Expanded Polypropylene	extrudovaný polypropylen
EPS	Expanded Polystyrene	expandovaný pěnový polystyren
km		kilometr
km/h		kilometr za hodinu
m		metr
mm		milimetr
S	Surface	plocha
S_{VOP}		plocha VOP
SAT		střední aerodynamická tětíva
SOP		svislá ocasní plocha
STOL	short take off and landing	krátký vzlet a přistání
V		volt
v	Velocity	rychlost
v_p		rychlost příčného proudění
v_c		rychlost obtékání profilu
VOP		vodorovná ocasní plocha
VPD		vzletová a přistávací dráha
W		watt
α_{krit}		kritický úhel náběhu
ψ		úhel vzepětí křídla
χ		úhel šípu křídla

Cíle bakalářské práce

Cíle této bakalářské práce jsou:

- analyzovat vlastnosti nosné plochy z pohledu aerodynamiky a experimentů provedených v minulosti,
- navrhnout a zkonstruovat dálkově ovládaný model, jehož pomocí bude možno experimentálně porovnat vlastnosti obdélníkového křídla s křídlem kruhového půdorysu,
- provést letová měření a jejich vyhodnocení.

Úvod

V průběhu historie byly testovány nosné plochy různých typů a tvarů od nejběžnějších a nejjednodušších obdélníkových křídel až po nejmodernější, tzv. delta křídlo, tj. křídlo šípovitého půdorysu, které k úspěšnému letu nepotřebuje samostatné ocasní plochy.

Mezi půdorysy křídel, se kterými bylo experimentováno, patří i kruh a tvary jemu podobné. V dnešní době se však tento typ křídel používá velmi vzácně, a to většinou u dálkově řízených letadel, kde bývá tento půdorys používán spíše z důvodu vzbuzení pozornosti, nikoliv však kvůli jeho letovým vlastnostem.

Jaké jsou ve skutečnosti konkrétní letové vlastnosti křídla kruhového půdorysu, je těžké zjistit. Přitom historie zná několik letadel s křídly těchto tvarů a některým z nich pouze osud nepřál, aby se více prosadila. I přes tak velké množství, vezmeme-li v potaz netradičnost tvaru, projektů lze informace o vlastnostech získat velmi těžko. Pokud ano, tak jsou to jen velmi obecné údaje.

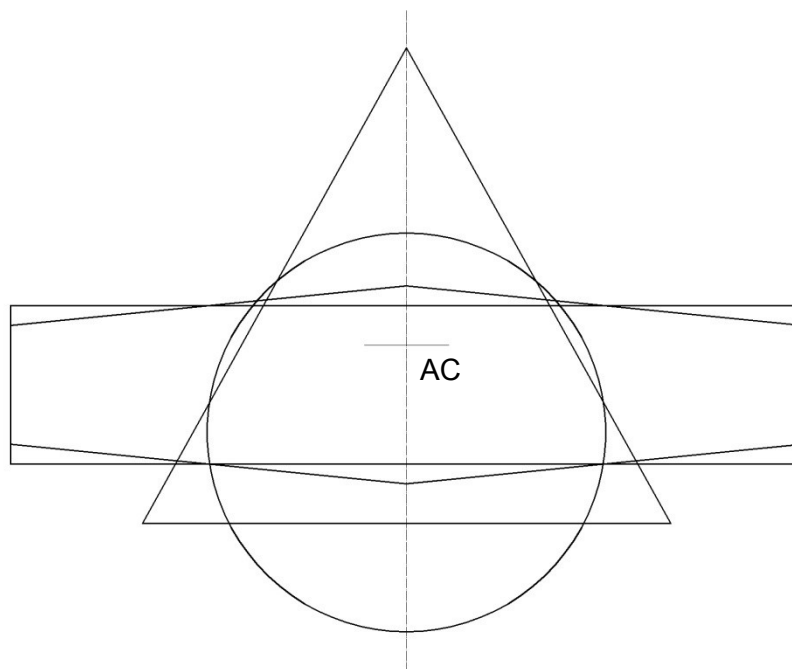
Proto si tato bakalářská práce klade za cíl nejen zjistit závěry experimentů provedených v minulosti, ale provést a vyhodnotit experiment vlastní. Pro větší názornost je navíc provedeno srovnání s nejběžnějším a nejstarším používaným půdorysem křídla, s obdélníkem.

Aby mělo srovnání určitou výpovědní hodnotu, musejí být dodrženy některé parametry, jako je celková váha létajícího modelu a plocha srovnávaných křídel.

1 Aerodynamická analýza

Na celou problematiku nosných ploch kruhového půdorysu je nutno nahlížet s vědomím, že tento druh nosných ploch se více méně nepoužívá, a proto nejsou dostupné jejich aerodynamické rozборы. Aerodynamické vlastnosti těchto nosných ploch lze bez dlouhodobějšího studia a výzkumu pouze odhadnout z obecných pouček.

Jednou z pomůcek srovnání může být porovnání známých a používaných půdorysů křídel. Na obr. 1.1 jsou porovnána křídla o stejné ploše půdorysu obdélníkového, lichoběžníkového, trojúhelníkového a kruhového. Všechna křídla jsou vystředěna podle aerodynamického středu (AC), který je vynesena na podélnou osu.

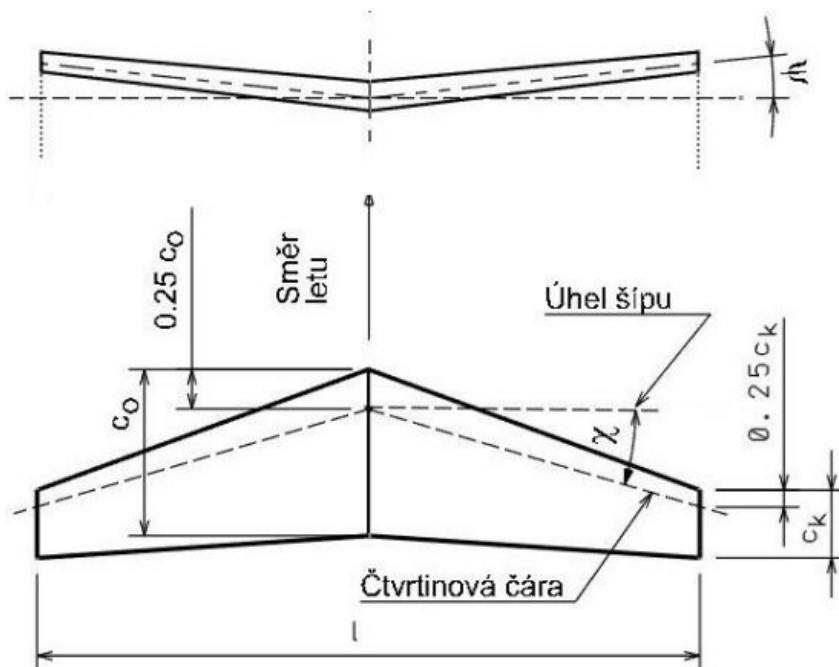


Obr. 1.1 – Grafické srovnání různých půdorysných tvarů křídel o stejné ploše

Z obrázku je patrné, že kruhové křídlo je nejvíce podobné křídlu trojúhelníkovému, a to hlavně v případě náběžných hran, které se s rostoucí vzdáleností od osy posunují více vzad oproti předchozí poloze, což platí pouze pro první polovinu kruhového křídla. Tento jev se nazývá šípovitost křídla. Dalším výrazným znakem je znatelně menší rozpětí křídla kruhového půdorysu oproti běžnému obdélníkovému, ale i lichoběžníkovému křídlu. Tato vlastnost, kterou má kruhové a trojúhelníkové křídlo opět společnou, se nazývá zúžení křídla.

1.1 Geometrické charakteristiky křídla

Pro lepší přehlednost a možnost používání určitých výrazů a zkratk je nutno definovat pojmy, které souvisí s geometrickými charakteristikami křídla.



Obr. 1.2 – Geometrické charakteristiky křídla

Mezi základní parametr křídla patří rozpětí, které bývá standardně označováno písmenem l . Rozpětí je vzdálenost konců kolmého průmětu křídla do vodorovné roviny. Na rozpětí křídla je závislý vztlak a ten je také vztažen právě ke kolmému průmětu do roviny.

Dalším parametrem je hloubka profilu. To je velikost tětiny profilu, což je úsečka spojující náběžný bod s bodem odtokovým a bývá označována písmenem c . Pokud se liší hloubka u kořene křídla, tj. u místa styku křídla s trupem, a koncová hloubka křídla, je zavedeno označení c_k pro koncovou hloubku a c_o pro kořenovou hloubku. Je možné se setkat i s označením c_1 a c_0 .

Ze známých parametrů rozpětí a hloubky profilu lze vypočítat nosnou plochu křídla, která je označována písmenem S . Nosná plocha křídla se stejně jako rozpětí l vztahuje ke kolmému průmětu do roviny.

Dalším podstatným parametrem je aerodynamická osa křídla. Je to čára, která spojuje aerodynamické středy profilů v každém místě křídla. U značné části půdorysných tvarů křídel lze aerodynamickou osu nahradit tzv. čtvrtinovou čarou.

S aerodynamickou osou křídla úzce souvisí také pojmy střední aerodynamická tětíva (SAT) a aerodynamický střed křídla (AC). Střední aerodynamická tětíva je čára, která dělí nosnou plochu jedné z polovin křídla na dvě stejné poloviny a na níž leží aerodynamický střed křídla AC. Přesněji leží AC na průsečíku aerodynamické osy křídla a SAT, což však neplatí pro křídla s malou štíhlostí a velkým úhlem šípu křídla. Nalezení polohy AC je nutné k nalezení aerodynamického středu letadla, tzv. neutrálního bodu, ke kterému se pak vztahuje poloha těžiště letadla.

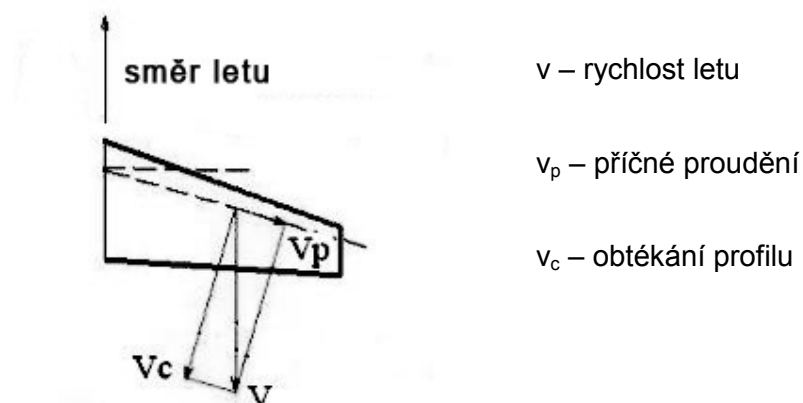
Další důležitý údaj je úhel vzepětí křídla. Tento údaj říká, jaký úhel svírá aerodynamická osa křídla a přímka kolmá na svislou osu. Úhlem vzepětí se zabývá obr. 1.2 v jeho horní části a tento úhel je označen písmenem ψ . [1, 2]

Mezi další parametry patří úhel šípu křídla a štíhlost křídla, které jsou pro problematiku této bakalářské práce natolik důležité, že jim budou věnovány samostatné kapitoly.

1.2 Úhel šípu křídla

Úhel šípu křídla, také šípovitost, je velikost úhlu mezi aerodynamickou osou křídla a přímkou kolmou na podélnou osu. Tento úhel musí být měřen v horizontální rovině. Na obr. 1.2 je označen písmenem α . [1]

Velikost úhlu do 5° je z pohledu aerodynamiky zanedbatelná a velikost nemá žádný vliv na vlastnosti křídla. Do velikosti 15° lze stále mluvit o přímém křídle. Při velikostech úhlu 20° a více je vliv znatelný a významně ovlivňuje vlastnosti křídla. Rozlišujeme kladnou a zápornou šípovitost křídla. U kladného šípu je poloha koncového profilu oproti kořenovému vzadu ve vztahu ke směru letu (viz obr. 1.3). U záporného šípu je koncový profil oproti kořenovému vpředu ve vztahu ke směru letu.



Obr. 1.3 – Rozložení sil na šípovém křídle

Jedním z mnoha efektů šípovitosti je ovlivnění mezní vrstvy rozkladem proudění na křídle na složku kolmou k aerodynamické ose (v_c) a složku příčnou (v_p) (obr. 1.3). Ovlivnění mezní vrstvy je různé podle toho, zda se jedná o kladný či záporný úhel šípů křídla. Jedná-li se o kladný úhel, způsobuje příčné proudění nárůst tloušťky mezní vrstvy na konci křídla a vlivem toho se zde dříve odtrhávají proudnice, křídlo v tomto místě ztrácí vztlak. Pokud jsou v těchto místech umístěny řídicí plochy, dochází i ke ztrátě kontroly vůči podélné ose letadla. U záporného křídla nastává efekt přesně opačný. Příčné proudění směřuje k trupu a tak dochází k nárůstu tloušťky mezní vrstvy u kořene křídla. Také v tomto místě se proudnice dříve odtrhávají a také zde dochází ke ztrátě vztlaku. Tento jev však nemá vliv na stabilitu vůči podélné ose letadla, protože v místě, kde se nachází řídicí plochy, tzv. křídélka, nedochází k odtržení proudnic. [1, 3]

1.3 Štíhlost křídla

Dalším významným aspektem křídla kruhového půdorysu je jeho nízká štíhlost. Štíhlost křídla dává do poměru rozpětí křídla a jeho plochu. Z obr. 1.1 je patrné, že štíhlost kruhového a obdélníkové křídla je rozdílná.

Štíhlost křídla je definována jako poměr hloubky křídla a jeho rozpětí pro obdélníkové křídlo. Pro obecné půdorysy křídla platí tento vzorec:

$$AR = \frac{l^2}{S} \quad [1]$$

AR – štíhlost křídla

l – rozpětí křídla

Vzorec 1.1 – Výpočet štíhlosti křídla

S – plocha křídla

Štíhlost křídla nejvíce ovlivňuje aerodynamické vlastnosti, jako je maximální dosažitelný součinitel vztlaku C_{Lmax} a kritický úhel náběhu α_{krit} . Čím je hodnota štíhlosti menší a křídlo je tedy relativně méně štíhlé, tím klesá hodnota C_{Lmax} a zvyšuje se hodnota α_{krit} . Méně štíhlé křídlo bude generovat nižší vztlak, ale bude schopno letět při vyšším úhlu náběhu oproti štíhlejšímu křídlu. To bude generovat vyšší vztlak, ale nebude schopno letět při vysokém úhlu náběhu. Dalším jevem, který křídla s nízkou štíhlostí vykazují je vysoká obratnost. [1, 3]

Pro lepší názornost problematiky jsou v následující tabulce vypočteny hodnoty štíhlostí pro půdorysy křídel z obr. 1.1. Rozměry křídel jsou vybrány tak, aby byly v poměru k obrázku a měly stejnou výslednou plochu.

	l [mm]	c _o [mm]	c _k [mm]	S [mm ²]	AR [-]
obdélník	1000	200	200	200000	5
kruh	504,6265044	-	-	200000	1,273239545
lichoběžník	1000	250	150	200000	5
trojúhelník	666,6666666	600	0	200000	2,222222222

Tab. 1.1 – Hodnoty štíhlostí v závislosti na půdorysu křídla a jeho rozměrech

Z tabulky je patrné, že při stejných plochách křídel, ale jejich různých rozměrech, vychází hodnota AR jinak. Křídlo kruhového půdorysu je nejméně štíhlé.

1.4 Vlastnosti křídel běžných půdorysů

Dalším způsobem, jak porozumět problematice vlivu půdorysného tvaru křídla na jeho aerodynamické vlastnosti, je rozbor známých vlastností křídel běžných půdorysů. Mezi běžné půdorysy lze zařadit tvary odvozené z obdélníku, lichoběžníku, elipsy, šípu a trojúhelníku.

Největší přednost obdélníkového křídla spočívá v tom, že se při vysokém úhlu náběhu začínají proudnice nejprve odtrhávat u kořene křídla, zatímco konec křídla, kde jsou umístěny ovládací plochy, je obtékán normálně. Letadlo je tedy i při blížícím se pádu plně ovladatelné vůči podélné ose. Díky tomu není nutno provádět aerodynamické či geometrické kroucení, které by zlepšilo vlastnosti křídla. Důsledkem je méně složitá výroba, nižší výrobní cena a jednodušší údržba. Nevýhodou křídla obdélníkové půdorysu v rámci běžných půdorysů je nejvyšší indukovaný odpor. Hloubky profilů, které jsou v každém místě křídla stejné, neodpovídají rozložení zatížení křídla, které je oproti kořeni křídla na konci nižší. To má za následek vyšší hmotnost křídla, která je nutná k zachování pevnosti křídla, které je tak v koncových oblastech předimenzováno.

Lichoběžníkové křídlo má oproti obdélníkovému velmi nepříznivé vlastnosti při odtrhávání proudnic. Ty se totiž odtrhávají nejdříve na konci křídla a u jeho kořene nejpozději. To má za následek, že při blížícím se pádu je na křídle stále generován vztlak, ale letadlo již není ovladatelné vůči podélné ose. Tento problém je řešen kroucením křídla, které však zvyšuje složitost jeho konstrukce. Hloubka profilu se s vzdáleností od trupu letadla zmenšuje, což odpovídá rozložení zatížení křídla, a proto má lichoběžníkové křídlo menší hmotnost oproti křídlu obdélníkovému. Indukovaný odpor je také menší.

Eliptické křídlo asi nejvíce proslavil britský stíhací letoun Supermarine Spitfire. Tento půdorysný tvar křídla byl používán u i speciálních letounů, které byly určeny pro překonávání rychlostních rekordů před druhou světovou válkou. Velkou výhodou tohoto křídla je totiž jeho nízký indukovaný odpor, který je dán rovnoměrným rozložením vztlaku na celém rozpětí křídla. Vysokou daní za tuto přednost jsou pádové vlastnosti. Tak, jako je vztlak rozložen rovnoměrně po celém rozpětí, také dochází po celém rozpětí k rovnoměrnému odtržení proudnic. Pád tedy přichází náhle a bez varování. Tento problém je eliminován kroucením konců křídel, což má za následek zvýšení indukovaného odporu. Rozložení zatížení vůči hloubkám profilů

je podobné jako u křídla lichoběžníkového. Další vlastností tohoto křídla je jeho vysoká konstrukční složitost, která vyplývá z nutnosti kroucení a hlavně ze složitosti tvaru křídla, tedy elipsoidu.

Šípové křídlo s kladným úhlem šípovitosti má celkový vztlak menší oproti křídům obdélníkovým se srovnatelnou plochou, což je způsobeno úbytkem vztlaku díky příčné složce v_p . Zároveň je oproti přímým křídům nižší i nejvyšší dosažitelný součinitel vztlaku C_{Lmax} . Příčná složka dále způsobuje zhoršení pádových vlastností a kontroly vůči podélné ose při vysokých úhlech náběhu a nízkých rychlostech. Tento problém lze opět řešit kroucením křídel. Použití šípových křídel má značný význam v oblasti zvukových a nadzvukových rychlostí. Křídlo s kladným úhlem šípu je odolné vůči aeroelastickým jevům.

Šípové křídlo se záporným úhlem šípu má výhodu oproti křídlu s kladným úhlem v tom, že příčná složka v_p nezpůsobuje úbytek vztlaku. U tohoto křídla lze dosáhnout vyššího maximálního součinitele vztlaku C_{Lmax} , a to dokonce i oproti křídlu obdélníkovému. Další výhodou jsou lepší pádové vlastnosti, které se podobají vlastnostem obdélníkového křídla. Křídlo se záporným úhlem šípu však, na rozdíl od toho s úhlem kladným, podléhá aeroelastickým jevům, které je nutno kompenzovat vyšší tuhostí konstrukce.

Trojúhelníkové křídlo je vlastně šípové křídlo s velmi malou štíhlostí a velkým zúžením. Křídlo tohoto půdorysu má vlastnosti velmi podobné běžným šípovým křídům s kladným úhlem šípu. Oproti šípovým křídům má tu výhodu, že při vhodné poloze AC a těžiště letadla vykazuje vysokou stabilitu vůči podélné ose letadla. Nedochází tak ke snížení stability při nízkých rychlostech a vysokých úhlech náběhu. [1, 3, 4]

1.5 Závěr aerodynamické analýzy

Z celé aerodynamické analýzy vyplývá, že křídlo kruhového půdorysu by mělo vykazovat následující vlastnosti.

Vzhledem k úhlu šípu bude mít křídlo problém s příčnou složkou proudění, která nebude zanedbatelná, což bude nepříznivě ovlivňovat jeho výkony. Tato složka totiž snižuje C_{Lmax} , a tím i výsledný generovaný vztlak. Pokud jde o odtrhávání proudnic, které je příčnou složkou také ovlivněno, nelze v případě křídla kruhového půdorysu jasně určit, jaký bude mít šípovitost vliv.

Další významnou vlastností křídla kruhového půdorysu je jeho štíhlost. Ta je velmi malá, menší štíhlost by mělo jen křídlo čtvercového půdorysu nebo křídlo, které by mělo větší kořenovou hloubku než rozpětí. Křídlo kruhového půdorysu by tedy mělo být velmi obratné, schopné letět při vysokém úhlu náběhu, avšak bude dosahovat menších hodnot C_{Lmax} , a proto bude pravděpodobně generovat nižší vztlak.

2 Historie letadel s křídly kruhového půdorysu

Během vývoje letectví bylo provedeno mnoho experimentů s křídly kruhového půdorysu. Mezi nejznámější z těchto experimentů patří nepochybně Flying Pancake společnosti Vought, která stála za vývojem a výrobou jednoho z nejúspěšnějších bojových letadel druhé světové války, F4U Corsair. [5]

Následující kapitoly jsou pojmenovány ve formátu Název projektu, Příjmení autora projektu. V případě více autorů jsou autoři odděleni pomlčkou.

2.1 Annular, Kitchen – Lee – Richards

Celý tento projekt začal v roce 1910, kdy si Brit John George Aulsebrook Kitchen nechal patentovat letadlo s kruhovým křídlem. Jednalo se o dvouplošník, který byl postaven na základě teoretických úvah a výpočtů. Dříve než byly provedeny testovací lety, byl letoun prodán.

Koupil jej bohatý inženýr a výrobce textilu Cedric Lee, ke kterému se později přidal G. Tilghman Richards, také inženýr a člen Manchester Aero Clubu. Po provedených úpravách byl letoun při testech poškozen a během oprav byl zcela zničen, když vichřice shodila hangár, ve kterém byl letoun opravován. Další experimenty byly prováděny pouze s modely a kluzákem. [6, 7]



Obr. 2.1 – Annular

2.2 Cycloplane, Romme – McCormick

Projekt Cycloplane, občas nazývaný „deštníkové“ letadlo, byl současníkem letadla Annular a do jisté míry úspěšnějším počinem.

V září 1910 se Harold F. McCormick a John D. Rockefeller Jr. rozhodli podpořit newyorského vynálezce Williama S. Rommea, který v témže roce vyhrál soutěž v designu letadel za délku letu, stabilitu a originalitu. Romme vyhrál s letadlem, které mělo neobvyklý kruhový tvar a mělo pouze jedno křídlo, což bylo na tuto dobu nezvyklé, neboť většina létajících strojů byly dvojplošníky. K této konstrukci byl donucen, stejně jako všichni ostatní, faktem, že design letadla s obdélníkovým křídlem byl patentován bratry Wrighty. Letoun nebyl tvořen celým kruhem, ale dvěma soustřednými kružnicemi, mezi nimiž byly nosné plochy. Uprostřed letounu bylo totiž nutno ponechat místo pro motor a pilota. Vrtule, která byla umístěna vpředu, byla poháněna dlouhou hřídelí vedoucí od motoru umístěného ve středu letadla.

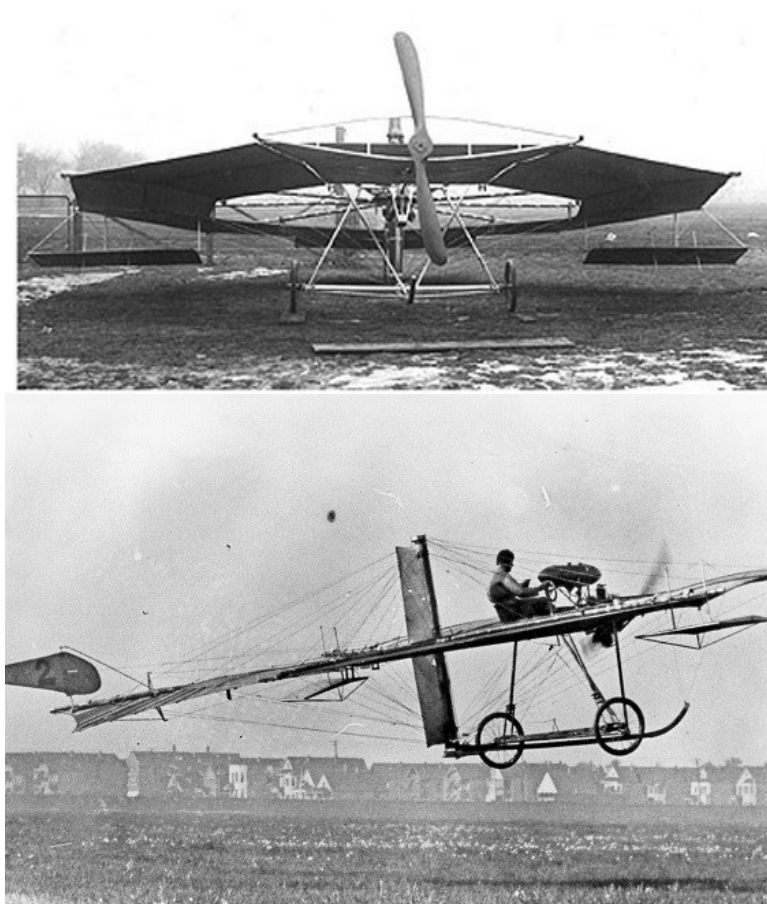
Ve vývoji bylo možné pokračovat díky tomu, že McCormick a Rockefeller založili společnost na podporu tohoto projektu. Po několika nepovedených pokusech a přesunech na místa vhodnější k testování se skupina okolo McCormicka a Rommea usadila v městečku poblíž Chicaga, kde bylo v roce 1911 otevřeno nové letiště, které mělo vyhovující parametry a vybavení. V téže době najal McCormick také dva čerstvé absolventy, mezi nimiž byl i Chance Milton Vought, který později založil společnost Lewis and Vought Corporation, jež dala základy celé řadě po sobě následujících firem se jménem Vought.

Dne 23. srpna 1911 se podařilo letadlu, které bylo pilotováno samotným Rommem, udělat zatím největší pokrok. Letadlo se po nových úpravách během letu dostalo až do výšky 15 stop, což je asi 4,5 metru. Mezi úpravy provedené před tímto letem patřilo vybavení novým motorem o výkonu 50 koní, vylepšení ovládání přidáním ovládacích ploch na zadních stranách křídel a zvětšením směrového kormidla. Samotný vzhled letadla se příliš nezměnil.

Na jaře roku 1912 bylo dokončeno několik podstatných změn, které umožnily lepší letové výkony. K motoru, který se tolik osvědčil v předchozím roce, byla vrtule připevněna napřímo namísto použití dlouhé hřídele, takže se vrtule nyní nacházela dokonce v prostřední části letadla hned za nosnou plochou vůči směru letu. Kromě úpravy instalace motoru bylo přidáno také několik žeber a byly upraveny všechny

řídící plochy, které se nyní už skládaly z křidélek, směrového a výškového kormidla. S takto upraveným letadlem se v dubnu tohoto roku podařilo testovacímu pilotovi vzlétnout až do výšky 30 stop (9 metrů).

O rok později, na jaře 1913, se jinému pilotovi podařilo udělat několik okruhů kolem letiště, což byl zřejmě poslední úspěšný let tohoto stroje. Z neznámých důvodu byl sešrotován a v té době hlavní inženýr Vought celý projekt opustil. Zda-li Vought opustil projekt kvůli sešrotování, nebo byl projekt ukončen kvůli jeho odchodu, také není známo. [6, 8]



Obr. 2.2 a, b – Cycloplane před (a) a po úpravách (b) z roku 1912

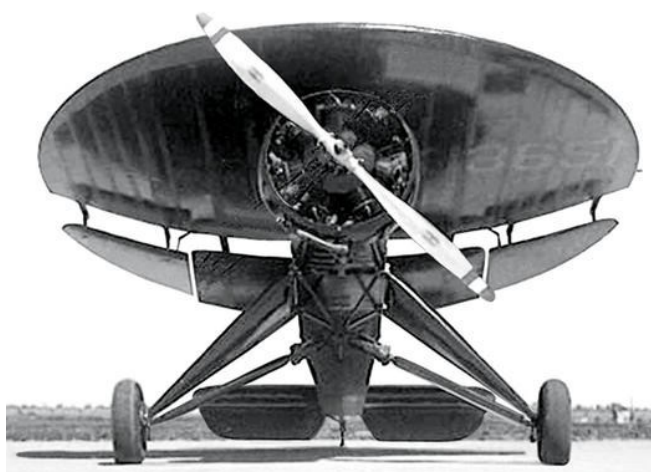
Na obr. 2.2 je možno vidět Cycloplane v jeho dvou různých variantách. V horní části je stroj před úpravami provedenými v roce 1912 a v dolní části je již upraven. Hlavním rozdílem je umístění vrtule, která byla v tomto roce přesunuta blíže k motoru.

2.3 Roundwing, Nemeth

Dalším zajímavým letounem, který však nikdy neopustil stádium prototypu, byl Roundwing. Autorem návrhu byl Američan Steven Paul Nemeth a stroj byl postaven studenty Miamské univerzity.

Letoun byl konstruován jako parasol, tzn. že křídlo bylo umístěno na vzpěrách nad běžným trupem, tak jako bývalo zvykem u dvojplošníků. Jedinou, avšak podstatnou zvláštností byl půdorys křídla, který byl tvořen kruhem. Testovací let byl proveden v červenci roku 1934 a letoun s malým pětiválcovým hvězdicovým motorem o výkonu 110 koní dosáhl rychlosti asi 220 km/h. Přistát byl však schopen při rychlosti pouhých 40 km/h. Takto nízká přistávací rychlost byla dána velkým úhlem náběhu, pod kterým bylo letadlo schopno bezpečně letět. Letoun byl schopen stoupat pod úhlem 45°, vykazoval velkou odolnost vůči pádu a vysokou spolehlivost. Byl také vlastně prvním letadlem, pro které by bylo možné použít označení STOL, tedy letadlo schopné startu a přistání na velmi krátké vzdálenosti. Pro start totiž potřebovalo 20 metrů a pro přistání jen necelých 8 metrů.

Nemeth měl v plánu zavést masovou výrobu a jeden letoun chtěl prodávat za 1 400 dolarů. Jeho plány však zhatila světová hospodářská krize, která uvrhla celý projekt do zapomnění. [6, 9, 10, 11]



Obr. 2.3 – Letoun Roundwing navržený Stevenem Paulem Nemethem

2.4 Arup, Snyder – Hoffman

Arup bylo jméno řady 4 typů letadel z dílny doktora Cloyda L. Snydera, ke kterému se v raných začátcích přidal také inženýr Raoul Hoffman. Vzhled všech 4 typů měl základ v běžném dolnoplošníku s křídlem obdélníkového půdorysu, jeho odtoková hrana však přecházela v půlkruh. Jednotlivé typy se lišily hlavně uspořádáním řídicích ploch. Některým typům chyběly vodorovné ocasní plochy (VOP) a výšková kormidla byla spřažena s křídélky, jiné typy měly VOP zvlášť. Většinu testovacích letů všech typů prováděl Glen Doolittle, bratranec později známého amerického důstojníka Jimma Doolittla.

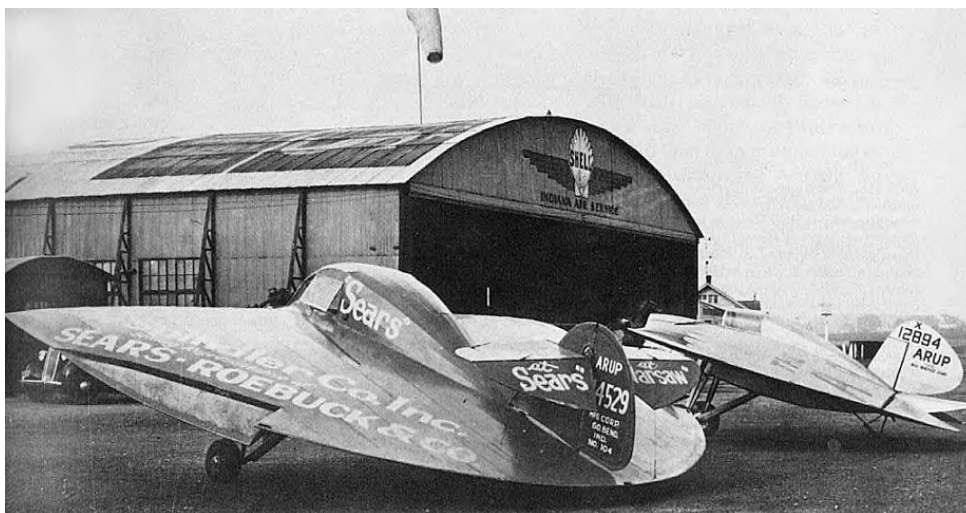
S pokusy s letadly tohoto vzhledu přišel Snyder již v roce 1926, kdy začal testovat modely. Při jednom z testů připevnil uvažované křídlo ke střeše svého automobilu a sledoval vlastnosti této nosné plochy. Na základě experimentů si nechal postavit kluzák, který byl jen zvětšením testovaných modelů. Ten letěl celkem 49krát. Později si Snyder přizval Hoffmana, aby kluzák upravil a osadil jej motorem. I přes to, že byl motor poddimenzován, byl letoun schopen v roce 1932 poprvé vzlétnout a ani další lety nebyly doprovázeny vážnějšími nehodami. Prototyp byl pojmenován jako Arup S-1. [6, 12]

O rok později, v roce 1933, proběhl první let novějšího typu s označením Arup S-2, který doznal několika úprav a byl určen ke komerčnímu prodeji. Letoun vykazoval výborné letové vlastnosti v oblasti vysokých úhlů náběhu, což mu umožňovalo pracovat v režimu STOL. Byl také předváděn na několika leteckých přehlídkách a soutěžích a také americkým vojenským a civilním leteckým organizacím. Na jedné z těchto akcí si letounu všiml také americký inženýr Charles H. Zimmerman, který se pravděpodobně nechal tímto letounem inspirovat pro svůj projekt Flying Pancake. [6, 13]

Během roku 1933 před začátkem vývoje dalšího typu této řady musel hlavní inženýr Hoffman opustit projekt ze zdravotních důvodů, přestěhoval se na Floridu a zde se věnoval vlastnímu projektu, který se zabýval podobnou problematikou. Arup S-3, jak byl tento třetí typ doktora Snydera označen, letěl pouze jednou a nevykazoval příliš dobré letové vlastnosti. Před dalším letem byly na letounu nalezeny známky sabotáže, a proto byl stroj převezen do hangáru a hlídán. I přes to se podařilo sabotérům hangár zapálit a letoun shořel. [6, 14]

Posledním typem byl Arup S-4, na jehož stavbě a vývoji se opět podílel Hoffman. Na tento prototyp byl použit motor, který se podařilo zachránit ze zničeného Arupu S-3, a drak, který byl postaven znovu a který se od předchozích typů lišil jen samostatnou VOP. Arup S-4 dosahoval daleko lepších letových vlastností oproti svým předchůdcům a byl hojně používán na leteckých přehlídkách.

Mezi nesporné výhody série letadel Arup, zvláště pak typů S-2 a S-4, oproti běžným letadlům, patřil větší vztlak a vyšší bezpečnost, vyšší dostup, nižší minimální rychlosti a větší dosažitelný úhel náběhu, z nichž vyplývaly nižší délka potřebná pro start a přistání a vysoká odolnost vůči přetažení a pádu do vývrtky. I přes veškerou snahu a úspěchy dopadl celý projekt nezdarem. Snyder nedisponoval dostatečným kapitálem, vedení jeho společnosti bylo nezkušené a navíc, což je trochu ironické vzhledem k tomu, že letectví byl ještě poměrně mladý obor, jeho stroje dostatečně nevypadaly jako letadla. Jeho poslední prototyp, letoun Arup S-4, byl později sešrotován a použit jako válečný materiál pro 2. světovou válku. [6, 15]



Obr. 2.4 – Stroje Arup vyvíjené doktorem Snyderem

Na obr. 2.4 je možné vidět dva stroje z řady Arup. Vlevo stojí prototyp Arup S-4, který měl samostatnou VOP a vpravo, více vzadu, stojí starší typ Arup S-2.

2.5 AS-6, Sack

AS-6 byl projekt německého inženýra Arthura Sacka a probíhal v období mezi lety 1939 a 1944. Konstrukce výsledného prototypu byla podobná Arupu S-4 s výjimkou půdorysu křídla. AS-6 měl, podobně jako S-4, samostatné VOP, ale půdorys křídla byl tvořen celým kruhem, nikoliv jen polovinou.

První prototyp byl AS-1 a jednalo se o model nekonvenčního letadla, se kterým se Sack účastnil národní soutěže létajících modelů v roce 1939. I přes značné nedostatky a špatné letové vlastnosti si modelu všiml samotný Ernst Udet, eso první světové války a v té době vysoce postavený důstojník německé Luftwaffe. Sack, podpořen Udetem, pokračoval ve vývoji a postavil další 4 modely, na kterých ověřoval své teorie. Až jeho šestý prototyp, AS-6, měl být řízen člověkem. Kvůli zaměření průmyslu na druhou světovou válku byl nucen Sack použít části vyráběných, či dokonce vyřazených letadel. Kokpit, sedadlo pro pilota a podvozek byly proto použity z havarovaného stroje Messerschmitt Bf 109 a motor s výkonem 240 koní z letounu Messerschmitt Bf 108. S takto vytvořeným prototypem byly v únoru 1944 provedeny pojezdové zkoušky. Bylo zjištěno, že směrové kormidlo nemá dostatečnou účinnost, a proto jej bylo nutno upravit. Po úpravách byl proveden další test sestávající se z pěti pokusů o vzlet. Při tomto testu se ukázalo, že ovládací plochy nejsou dobře ofukovány a proto řízení nefungovalo správně. Při posledním, pátém pokusu navíc byla zlomena pravá podvozková noha. Pro zajištění lepšího ofukování bylo potřeba výkonnějšího motoru, který však vzhledem k válečné situaci nebylo možno sehnat. Testovací pilot tedy navrhl, že by bylo vhodné zvýšit úhel náběhu při startu a to posunutím podvozkových noh o 20 centimetrů dozadu. Vhodné místo k uchycení podvozku však bylo o dalších 40 centimetrů dále, což vyvolalo obavy z převrácení letadla při startu. K eliminaci těchto nežádoucích jevů byly na letoun přimontovány brzdy z letounu Junkers Ju 88 a bylo přidáno závaží o hmotnosti 70 kg. Kvůli lepší efektivitě řízení byly také zvětšeny řídící plochy. Při posledním testu se podařilo s letounem vzlétnout, nicméně se okamžitě projevil reakční moment motoru a letoun se začal stáčet na levou stranu. Pilot doporučil montáž výkonnějšího motoru a další testy, v ideálním případě v aerodynamickém tunelu. Sack se proto vrátil k dalším testům a novým návrhům, ale do konce války již nestihl provést další lety.

Samotný prototyp AS-6 byl zničen při spojeneckém bombardování v zimě na přelomu let 1944 a 1945. [6, 16, 17]

2.6 Flying Pancake, Zimmerman

Již během třicátých let pracoval Charles H. Zimmerman na projektech letadel, které měly tvary podobné disku. Inspiroval se pravděpodobně letounem Arup S-2, který viděl v roce 1933 na jedné z mnoha leteckých přehlídek, kterých se doktor Snyder se svým letounem účastnil. Zimmermanův letoun, který dostal označení V-173, byl prvním stádiem a testovacím letounem pro vojenskou verzi XF5U, kterou si objednalo americké námořnictvo během druhé světové války.

Letoun měl diskovitý tvar a po stranách byly umístěny dvě vrtule, které byly poháněny pomocí převodovky ze dvou motorů s výkonem 160 koní dohromady umístěných v trupu. Design tohoto letadla, tak jako všechna letadla s kruhovým křídlem, trpěl velkým indukovaným odporem, a proto bylo zvoleno uspořádání vrtulí na stranách křídel, aby aktivně eliminovaly velký indukovaný odpor rotací vrtulí v opačném směru, než kterým se točí víry způsobující indukovaný odpor křídla. Letoun byl velmi lehký, vážil pouze tunu při rozpětí 7 metrů a celkové ploše křídla 40 metrů čtverečních. Byl vybaven vysokým a pevným podvozkem, který zajišťoval zvednutí náběžné hrany oproti zemi o úhel 22°. Tato konfigurace umožňovala při nízké hmotnosti letounu vzlet při bezvětří na pouhých 60 metrech a při protivětru o rychlosti 25 uzlů (45 km/h) nebylo potřeba rozjezdu žádného. Právě díky těmto vlastnostem mělo o projekt zájem americké námořnictvo, které by letoun používalo na letadlových lodích. Další nespornou výhodou byla velká obratnost letounu. Stroj dostal jméno Flying Pancake, což v překladu znamená „létající palačinka“ – toto pojmenování bylo zřejmě umocněno i žlutou barvou, kterou byl prototyp natřen.

První let letounu V-173 byl proveden až v listopadu 1942. Během něj se projevil největší problém celého prototypu, a to vibrace vytvářené převodovkou. Tento problém byl způsoben polohou motorů a vrtule a provázel projekt již od prvních motorových zkoušek. První let byl kvůli tomu několikrát posunován v řádech měsíců. Během let 1942 a 1943 bylo provedeno celkem 190 letů, které trvaly dohromady necelých 132 hodin. Jeden z letů byl proveden dokonce Charlesem Lindbergem, který si pochvaloval letové vlastnosti stroje, a to hlavně při nízkých rychlostech. Při dalším z letů byl testovací pilot donucen nouzově přistát na pláži, a aby zabránil zranění dvou lidí, kteří se zde nacházeli a kterých si všiml na poslední chvíli, byl donucen prudce zabrzdít. Letoun se převrátil na záda, ale kupodivu nebyl letoun poškozen a ani pilot se nezranil. Projevila se velká odolnost konstrukce při tak nízké hmotnosti.

Po úspěšných pokusech s letounem V-173 byla zahájena výroba většího bratra, vojenské verze označované XF5U s pracovním názvem Flying Flapjack (létající lívanec). Tento letoun byl na rozdíl od smíšené konstrukce letounu V-173 celokovový, pětkrát těžší při rozpětí 9 metrů a celkové ploše křídla 44 metrů čtverečních. Plošné zatížení bylo tedy větší. Tento fakt byl vyvážen instalací hvězdicových motorů firmy Pratt & Whitney, kdy každý z nich měl výkon 1 350 koní, oproti 80 koním každého ze dvou motorů v předchozí verzi. Takto výkonné motory však potřebovaly lepší chlazení, a proto byly na náběžné hraně umístěny vstupní otvory pro přívod vzduchu. Tento prvek patří k výrazným rozpoznávacím znakům mezi oběma modely. Mezi další rozpoznávací prvky patří použité čtyřlísté vrtule oproti třílístým, což mělo zajistit vyšší využití výkonu, a výrazně jiný vzhled kokpitu. Mezi další podstatné vylepšení patřilo umístění vystřelovací sedačky, protože nouzově opustit tento letoun vlastními silami a bez zranění by bylo velmi obtížné.

Námořnictvo nechalo zhotovit dva prototypy XF5U, aby na nich byly provedeny statické a letové zkoušky. Statické zkoušky byly splněny a bylo přistoupeno k letovým. Letoun však měl stejný problém jako jeho starší a menší bratr. Nedostal se vůbec do vzduchu, protože hrozilo, že se kvůli míře vibrací od převodovky rozpadne. Úpravy znovu trvaly značnou dobu a první let proběhl až 3. února 1947, příliš dlouho po konci druhé světové války. Tou dobou byl kromě časového limitu překročen také rozpočet. Poslední ranou byl vývoj prvních proudových stíhacích letounů, a proto byl 17. března 1947 celý projekt ukončen. Prototypy XF5U byly sešrotovány a byl ponechán pouze model V-173. [6, 18, 19, 20, 21]



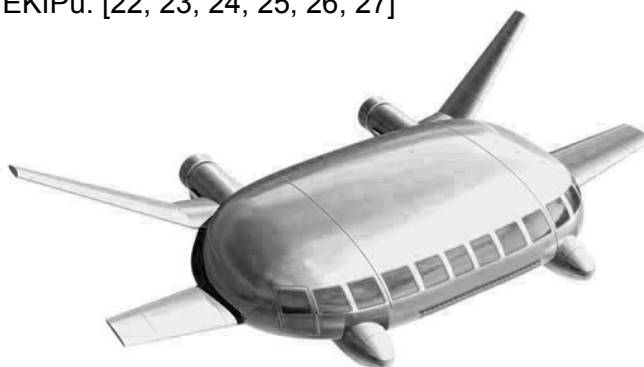
Obr. 2.5 – V-173 Flying Pancake v letu

2.7 EKIP, Schukin

Posledním pokusem o využití nosných ploch, jejichž půdorys je podobný kruhu, byl projekt ruského profesora Leva Nikolajeviče Schukina s názvem EKIP. Význam zkratky EKIP je „Ekologiya i Progres“, což v překladu znamená „ekologie a pokrok“. Letadlo má velmi neobvyklý vzhled, a to i v rámci výběru předchozích projektů.

K centrální části tvořené diskovitým útvarem, jehož tvar lze asi nejlépe přirovnat k mýdлу, jsou připojena pomocná křídla. Tento stroj by měl ve své největší verzi s rozpětím okolo 100 metrů přepravit až 120 tun užitečného nákladu nebo 1 200 cestujících na vzdálenost 6 000 kilometrů při maximální rychlosti 610 km/h a dostupu až 11 kilometrů. K tomu všemu by mu měla stačit délka pro vzlet okolo 600 metrů a měl by být schopen přistát jak na běžném povrchu, tak na vodě. Vzlet a přistání by měly využívat polštář stlačeného vzduchu a přistání by se mělo podobat přistání ptáka, tj. přistání při malé rychlosti při velkém úhlu náběhu. Největší verze by měla být poháněna 6 turbodmychadlovými motory s vysokým obtokovým poměrem a několika pomocnými turbohřídelovými motory, které by měly zajišťovat vznik vzduchového polštáře.

Vývoj tohoto stroje začal v 80. letech v leteckém závodu u města Saratov. V roce 1993, kdy probíhaly testovací lety modelů a dva plnohodnotné letouny byly před dokončením, rozhodla ruská vláda o finanční podpoře masové výroby. V roce 1999 byla podpora projektu dokonce zahrnuta do státního rozpočtu, peníze však nikdy do závodu v Saratovu nedorazily. Schukin byl tak zasažen nutností pozastavit celý vývoj a výrobu, že v roce 2001 zemřel na infarkt. V roce 2003 se po dlouhých jednáních dohodlo vedení závodu v Saratovu s americkou společností NAVAIR, která slíbila finanční pomoc v hodnotě 40 milionů dolarů. O dva roky později však NAVAIR náhle ukončil spolupráci, peníze nedodal a začal vyvíjet vlastní projekty podobné EKIPu. [22, 23, 24, 25, 26, 27]



Obr. 2.6 – Vizualizace stroje projektu EKIP

3 Návrh létajícího modelu určeného pro měření

Z aerodynamické analýzy vyplývá, že nosná plocha kruhového půdorysu jako taková by neměla vykazovat příliš dobré vlastnosti v oblasti výkonů. Historický průzkum však naznačuje opak. Dalším cílem této práce bylo provedení experimentu, který by dokázal odpovědět na otázku, jaké jsou tedy rozdíly mezi běžným křídlem obdélníkového a křídlem kruhového půdorysu.

Z tohoto důvodu bylo nutno navrhnout létající model, aby s ním byla následně provedena letová měření, která by umožnila srovnání obou půdorysných tvarů křídel.

3.1 Základní myšlenka

Základní myšlenkou celého návrhu byla snaha o co nejmenší ovlivnění výsledku ze strany konstrukce letounu s výjimkou rozdílů vyvolaných samotnými křídly. Bylo tedy nutno zachovat co nejvíce podobné, v ideálním případě stejné podmínky, za kterých by byla provedena letová měření s obdélníkovým a kruhovým křídlem. Aspekty, které mohou přispět k ovlivnění výsledků, lze v základu rozdělit na aerodynamické vlastnosti, pohonnou soustavu a měřicí přístroje.

Parametry modelu, které mohou ovlivňovat jeho aerodynamické vlastnosti a tím i letová měření:

- nosná plocha křídla, která ovlivňuje generovaný vztlak,
- hmotnost, jež vyvolává gravitační sílu, která působí opačně vůči vztlaku,
- plošné zatížení křídla, což je podíl celkové hmotnosti letadla a jeho nosné plochy. Jedná se o výsledný efekt dodržení předchozích dvou bodů. Plošné zatížení například ovlivňuje pádovou rychlost.
- aerodynamické vlastnosti trupu. Aerodynamické vlastnosti celého letadla lze rozložit na vlastnosti křídla a trupu. Protože úkolem tohoto experimentu bylo porovnání křídel, bylo nutno zajistit stejné vlastnosti trupu.
- ocasní plochy – SOP a VOP. Vodorovné ocasní plochy ovlivňují celkový vztlak modelu. Dalším problémem je interference ocasních ploch, což přispívá k přírůstku odporu.

- odpor vyvolaný přistávacím zařízením – podvozkem,
- poloha těžiště, která ovlivňuje ovladatelnost letadla a celkový odpor. Je-li potřeba za letu vyvažovat efekt těžiště (tzv. polohy těžký na ocas a těžký na hlavu) permanentním vychýlením kormidla VOP, narůstá výsledný odpor letounu.

Druhým aspektem je potřeba zajištění dodání stejného příkonu pohonnou soustavou, která se skládá z těchto částí:

- vrtule, která uděluje dopředný pohyb letadlu,
- elektromotor, který svým otáčivým pohybem pohání vrtuli,
- regulátor, který pomocí signálů z přijímače umístěného v letadle řídí množství elektrické energie vstupující do motoru,
- akumulátor, který je zdrojem elektrické energie.

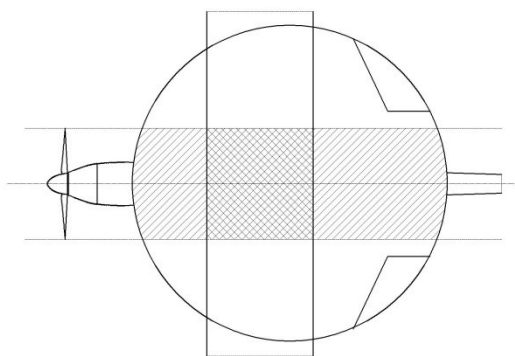
V neposlední řadě je nutno zajistit stejné měřicí přístroje.

Jako nejjednodušší řešení, které zajistí všechny stanovené podmínky, je zhotovit sestavu, která se bude skládat z jednoho trupu, na kterém budou ocasní plochy a podvozek a ve kterém bude umístěno vybavení pro pohon a měření, a dvou křídel – jedno s kruhovým a druhé s obdélníkovým půdorysem, které bude možno vyměnit.

3.2 Celková koncepce

S ohledem na závěry při utváření základní myšlenky celého návrhu bylo nejjednodušším řešením inspirovat se osvědčeným návrhem Paulu Stevena Nemetha a celý letoun zkonstruovat jako parasol. Letadlo by se skládalo z trupu obsahujícího vybavení pro pohon a měření, ocasní plochy a podvozek a by byl vybaven konstrukcí, na kterou by bylo možno bezproblémově nasadit zvolené křídlo.

Proti této koncepci však hovoří nežádoucí vliv na obtékání křídla při určitých letových režimech. Například při letu v malé rychlosti a vysokém úhlu náběhu by vrtulový proud ofukoval pouze spodní polovinu křídla, která slouží jako vztlaková. Protože by ale mohl nastat případ, že proudění by bylo příliš rychlé a docházelo by k podtlaku. Ovlivněná plocha u jednotlivých křídel nebude stejná, jak ukazuje následující obrázek. Pro zjednodušení je vrtulový proud uvažován jako obdélníkový.



Obr. 3.1 – Grafické znázornění rozdílu velikosti ploch ovlivněných vrtulovým proudem

Již z obrázku je patrné, že rozdíl ploch ovlivněných vrtulovým proudem je znatelný. Ovlivněná plocha kruhového křídla je vyšrafována jednoduše a ovlivněná plocha obdélníkového křídla dvojitě. Při použití rozměrů výsledného skutečného modelu by byla ovlivněná plocha u obdélníkového křídla $6,5 \text{ dm}^2$ a u kruhového $18,64 \text{ dm}^2$. Plocha ovlivněná u křídla obdélníkového půdorysu tedy dosahuje pouze necelých 35% ovlivněné plochy u křídla druhého typu.

Z výše uvedeného důvodu musela být použita středoplochá koncepce křídel, které jsou vrtulovým proudem ofukována nejsouměrněji. Vzhledem k potřebě výměny křídel je však složitější jak z pohledu výroby, tak z pohledu používání.

Další požadavek vyplývající z výměny křídel při používání stejného trupu je potřeba označit jednotlivá křídla pro potřeby volby profilu na vysílači i označení jednotlivých letových měření. Pro křídlo obdélníkového půdorysu bylo zvoleno písmeno A, pro křídlo kruhového půdorysu písmeno B.

3.3 Detailní návrh

Po stanovení koncepce, která musela zohlednit všechny vstupní požadavky, bylo možné přikročit k detailnímu návrhu. Celý návrh se odvíjí od základního rozhodnutí, tj. stanovení velikosti letadla s křídlem obdélníkového půdorysu. U této problematiky platí závislost, že čím je letoun větší, tím lepší vykazuje letové vlastnosti. Touto problematikou se zabývá Reynoldsovo číslo. Toto číslo, které mění svou hodnotu pro různé rychlosti a hloubky profilů, určuje tvar a umístění poláry stejného profilu, což je závislost součinitele vztlaku C_L a součinitele odporu C_D . Z tohoto důvodu je na první pohled žádoucí postavit model co největší. Bylo ale nutno zohlednit několik věcí. Příliš velký model se osobním automobilem hůře přepravuje na letiště, je také potřeba silnější pohon modelu a zdroj elektrické energie.

Nárůstem požadavků na celou pohonnou soustavu se zvyšuje nejen hmotnost modelu, ale také finanční náročnost. Jako rozumný kompromis bylo rozpětí modelu s obdélníkovým křídlem stanoveno na 1 500 mm při hloubce profilu 250 mm.

Po stanovení základních rozměrů bylo možno přikročit k výpočtům určujícím velikost a umístění ocasních ploch, především VOP. Pro určení rozměrů a umístění byl použit vzorec pro výpočet mohutnosti VOP s upraveným označením dle používaného označování v této práci:

A – mohutnost VOP

S_{VOP} – plocha VOP

$$A = \frac{S_{VOP} * r}{S * c_{SAT}} \quad [28]$$

S – plocha křídla

c_{SAT} – hloubka profilu v místě SAT

r – vzdálenost mezi $\frac{1}{4} c_{SAT}$ křídla
a $\frac{1}{4} c_{SAT}$ VOP

Vzorec 3.1 – Výpočet mohutnosti VOP

Dle tabulkových hodnot by mohutnost A pro motorové modely měla dosahovat hodnot 0,50 až 0,85. [28] Hodnota pro mohutnost byla zvolena jako průměr z nabízeného rozsahu, tedy 0,675. Plocha křídla je dána základním rozhodnutím. Jediné proměnné hodnoty jsou tedy samotná plocha VOP a vzdálenost r . Plocha VOP je dána rozpětím a hloubkou. Hloubka byla stanovena na polovinu hloubky křídla, tedy 125 mm. Vzdálenost r musí být dostatečně velká, aby v případě použití kruhového křídla nedocházelo k nežádoucímu ovlivňování VOP, jak se stalo při mnohých experimentech uvedených v kapitole Historie letadel s křídlem kruhového půdorysu. Při výpočtech a následných náčrtcích bylo zjištěno další omezení, a to je celková délka modelu, do které je nutno počítat i dostatečně velkou část letounu od náběžné hrany křídla dopředu. Celková délka by z přepravních důvodů neměla překročit velikost 1 550 mm. Po takovéto úvaze byla vzdálenost r stanovena na 950 mm. Nyní již bylo potřeba jen nalézt vhodné rozpětí VOP. Z tohoto důvodu byla lehce upravena i hodnota mohutnosti. Hledání výsledných hodnot ilustruje následující tabulka.

S [dm ²]	A [-]	c _{SAT} [mm]	r [mm]	S _{VOP} [dm ²]	l _{VOP} [mm]
375	0,675	250	950	66,61	532,89
375	0,67	250	950	66,12	528,95
375	0,665	250	950	65,63	525,00
375	0,66	250	950	65,13	521,05
375	0,655	250	950	64,64	517,11

Tab. 3.1 – Výpočet rozměrů VOP

V prvním, třetím a čtvrtém sloupci se nacházejí konstantní hodnoty dané předchozími požadavky. Ve druhém sloupci se mění hodnota mohutnosti s krokem 0,005, v předposledním sloupci se mění výsledná plocha VOP a v posledním sloupci se mění výsledné rozpětí VOP, které vychází z S_{VOP} vydělené hloubkou profilu VOP. Hodnota rozpětí VOP prostředního řádku byla vybrána pro použití, protože zde tato hodnota vychází v nejčistší formě, číslo končí násobkem pěti a čísla na desetinných místech nabývají nulových hodnot. Poslední neznámou byla celková délka modelu, kterému v této fázi návrhu chybí délka přední části, tj. části od náběžné hrany dopředu. Z důvodu většího rozsahu vyvažování a umístění motoru co nejvíce dopředu, byla nakonec celková délka stanovena na 1 560 mm, což přesáhlo původně stanovenou mez pouze o 10 mm.

Přehled stanovených rozměrů:

Rozpětí^(*): 1 500 mm Hloubka křídla: 250 mm

Délka trupu: 1 560 mm Vzdálenost náběžné hrany křídla a VOP: 975 mm

Rozpětí VOP: 525 mm Hloubka VOP: 125 mm

(*) Rozpětí je 1 500 mm bez tloušťky trupu, bude vysvětleno v následující kapitole.

Poslední rozměr, který bylo potřeba znát, je průměr křídla kruhového půdorysu. Ten byl vypočten ze vzorce pro výpočet obsahu kruhu. Stanovení nosné plochy však není tak jednoznačné, jak se na první pohled zdá, a touto problematikou se bude zabývat následující kapitola.

Profil křídla byl zvolen NACA 0010. První dvojčíslí říká, že se jedná o souměrný profil a druhé, že maximální tloušťka profilu bude 10% hloubky profilu.

3.4 Problematika velikosti nosné plochy

Pravidla pro určení celkové hodnoty nosné plochy daného letadla říkají, že se do nosné plochy kromě samotného křídla počítá také plocha VOP a část trupu, která by byla „zasažena“, kdyby se obrysy levé a pravé poloviny křídla spojily. Tato část trupu se ve většině případů shoduje s centroplánem, tj. část trupu, do níž je upevněno křídlo. Touto dohodou se eliminuje částečná nosnost trupu, jehož nosné vlastnosti však nedosahují takových kvalit, nejedná-li se však například o moderní stíhací letouny, jejichž trup je konstruován jako nosný.

V případě tohoto experimentu by však bylo křídlo kruhového půdorysu značně znevýhodněno. Pokud by byl dodržen postup popsany výše, nosná část trupu, která by zároveň ubrala plochu křídla, by u křídla kruhového půdorysu byla podstatně větší. Z tohoto důvodu musela být nosná plocha kruhového křídla experimentálně vypočtena se snahou se co nejvíce přiblížit hodnotě $37,5 \text{ dm}^2$, což je nosná plocha křídla obdélníkového půdorysu také bez započítání nosné části trupu. Hledání hodnoty ilustruje následující tabulka.

Metodika výpočtu: Pro jednoduchost byla nosná část trupu nahrazena lichoběžníkem s odpovídající výškou. S měnícím se poloměrem kruhu, který hledáme, se mění výška lichoběžníku a také jeho základny. Obsah lichoběžníku je pak odečítán od obsahu kruhu. Hodnoty obsahů jsou vyděleny tak, aby pro lepší přehlednost vycházely v dm^2 . Snahou je přiblížit se výsledným obsahem požadované hodnotě. Hodnoty poloměru kruhu r jsou řazeny tak, jak byl poloměr postupně hledán.

kruh		trup - lichoběžník				výsledný obsah [dm^2]
r [mm]	S [dm^2]	a [mm]	b [mm]	v [mm]	S [dm^2]	
345,5	37,501	98	53	691	5,217	32,284
375	44,179	99	49,5	750	5,569	38,610
370	43,008	99	50	740	5,513	37,495
371	43,241	99	50	742	5,528	37,713
370,5	43,125	99	50	741	5,520	37,604

Tab. 3.2 – Hledání vhodného poloměru kruhu v závislosti na výsledném obsahu

3.5 Stanovení polohy těžiště

Jedním z posledních bodů pro uzavření návrhu je potřeba znalosti polohy těžiště. Pro výpočet této hodnoty byl použit software Těžiště 1.0 Pavla Königa, který je volně stažitelný z internetu. Program vypočetl polohu těžiště na 80 mm od náběžné hrany křídla obdélníkového půdorysu, tedy 32% c_{SAT} . Tato hodnota odpovídá přibližně $1/3 c_{SAT}$, což je jak u modelů, tak u skutečných letadel s obdélníkovým křídlem běžné.

Pro výpočet polohy těžiště křídla kruhového půdorysu byl pokusně použit stejný program a křídlo bylo nahrazeno křídlem s půdorysem šestiúhelníku o stejné ploše. Program totiž z pochopitelných důvodů neumí spočítat polohu těžiště pro kruh, ale pro lichoběžník s úkosem přední a zadní hrany to dokáže. Software stanovil polohu těžiště na hodnotu 203 mm od náběžného bodu kořenového profilu.

Z důvodu ověření byla na oba obě křídla použita grafická metoda, která funguje na principu rozdělení plochy křídla na dvě poloviny, čímž je nalezena SAT a na ní určen bod v místě $1/3 c_{SAT}$. Pro obdélníkové křídlo vyšla hodnota 83,3 mm od náběžné hrany, což víceméně odpovídá hodnotě vypočtené softwarem. U křídla kruhového půdorysu však tato metoda určila polohu těžiště na hodnotu 255 mm od náběžného bodu kořenového profilu. Z tohoto důvodu bylo zhotoveno házedlo v měřítku 1:2 a pomocí experimentů byla vhodná poloha těžiště u budoucího létajícího modelu stanovena na 230 mm od náběžného bodu kořenového profilu, což odpovídá průměru obou způsobů výpočtu.

3.6 Jméno letounu

Posledním bodem návrhu bylo nalezení vhodného jména pro letoun. Tento krok, ač je pro samotný projekt nedůležitý, byl učiněn podle zvyklosti, že většina létajících strojů má své jméno nebo alespoň označení.

Volba padla na jméno Nereus, což byl řecký bůh moří v době, kdy ještě nevládl Poseidon. Nereus byl přívětivý k lidem a měl schopnost věštít, ačkoliv to dělal velmi nerad. Pokud byl o to požádán, snažil se uniknout změnou svých podob a tvarů. Jeden z mála, kdo jej dokázal polapit, byl Heraklés, když plnil svých 12 úkolů. [29, 30]

Toto jméno bylo vybráno právě díky Nereově schopnosti měnit tvar a podobu.

4 Konstrukční řešení

Po dokončení celého návrhu (viz Příloha č. 1 a 2) se všemi základními parametry bylo možno přistoupit k nalezení konstrukčního řešení a k samotné konstrukci.

4.1 Materiál použitý pro stavbu

Jako základní stavební materiál je použit extrudovaný polypropylen známý pod zkratkou EPP. Tento materiál svým vzhledem připomíná běžný polystyren, má typickou kuličkovou strukturu, avšak oproti běžnému polystyrenu má jiné vlastnosti. EPP je velmi pružný, ale zároveň dokáže držet požadovaný tvar. Po deformaci vykazuje schopnost navrácení se do původního stavu a při překročení meze pružnosti se materiál trhá. Trhliny jsou čisté, bez ztráty materiálu, takže poškozenou část je možné lehce opravit slepením.

Dalším použitým materiálem je expandovaný pěnový polystyren – EPS. Jedná se o materiál používaný převážně jako stavební izolace. Oproti EPP je lehčí a lépe drží tvar. Je však křehčí a lehce deformovatelný.

Posledním materiálem, který byl použit na stavbu, jsou uhlíkové trubky. Jedná se o trubky vytvořené z uhlíkových vláken spojených epoxidovou pryskyřicí. Trubky jsou velmi pevné, málo ohebné a při příliš velké zátěži praskají. Při takové zátěži většinou dochází i k rozsáhlému poškození celého modelu, takže tento prvek rozhodně nelze považovat za slabou stránku konstrukce.

Jako potahový materiál sloužil tatrafan. Jedná se o průhlednou fólii běžně používanou v květinářství pro balení kytic a jeho hlavní výhodou je, že při použití modelářské žehličky nastavené na 140 °C přilne fólie k EPP bez použití lepidla. Potažení celého modelu je tak výrazně ulehčeno. Fólie slouží k zpevnění celé konstrukce a podporuje zachování tvaru i při vyšších rychlostech.

K lepení modelu bylo použito lepidlo PUREX, které je vhodné při potřebě vyplnění prostoru okolo lepených součástí, také při lepení trhlin. Zasychá až po delší době, takže lze použít při potřebě upravování přesnosti umístění při lepení. Druhým použitým lepidlem je Chemopren, které je vhodné při lepení částí, u kterých je žádoucí, aby držely s maximální přesností. Nevýhodou lepidla je skutečnost,

že po prvním kontaktu natřených ploch nelze tyto plochy znovu oddělit bez poškození materiálu.

Mezi další materiály, které jsou použity na různé detaily a zpevnění, patří balsa, překližka, ocelové dráty a PET láhev.

4.2 Trup

Trup je dutý a skládá se z pěti, respektive deseti částí. Každá z pěti hlavních částí je totiž z důvodu omezených rozměrů materiálu sestavena ze dvou. Mezi hlavní části patří dvě bočnice, horní a spodní strana trupu a podélná vodorovná přepážka. Všechny části jsou tvořeny z EPP o tloušťce 10 mm a slepeny Chemoprenem.

Podélná přepážka slouží ke zpevnění trupu a umožňuje instalaci potřebného vybavení. Horní hrana přepážky je posunuta o 5 mm níže vůči ose letadla tak, aby v ose letadla mohla být upevněna křídla. V ose přepážky je pak umístěna uhlíková trubka, která je zalepena pomocí lepidla PUREX. Uhlíková trubka zlepšuje vlastnosti celé přepážky, která ve výsledku významně přispívá k odolnosti vůči ohybu i torzi. K odolnosti vůči těmto silám přispívá ještě několik svislých přepážek.

V přední části trupu se nachází motorové lože vytvořené z tvaru připomínajícího stan typu A s podsadou položený na bok (viz Příloha č. 3). Přední strana je plochá a umožňuje instalaci dvou destiček z překližky, k nimž je motor připevněn. Tyto destičky zajišťují menší poškození v případě nehody – k jedné je připevněn montážní kříž motoru, druhá je připevněna k trupu a zároveň je k ní připevněna první destička. V případě havárie se vylomí pouze destička s motorem a nedojde k dalšímu poškození trupu. Dále se zde nachází kryt motoru, který je vytvořen z PET lahve. Ta byla navařena horkovzdušnou pistolí na sádrové kopyto a ořezána do požadovaných rozměrů.

V centrální části je pak prostor pro elektroinstalaci jak pohonné, tak měřicí soustavy. Bylo také vytvořeno speciální lože pro upevnění akumulátoru, který lze v určitém rozsahu posouvat, čímž lze měnit polohu těžiště (viz Příloha č. 5).

Ukotvení křídel, které se nachází také v centrální části, a ocasním plochám, které jsou v zadní části trupu, se věnují samostatné kapitoly.

4.3 Ocasní plochy

Ocasní plochy jsou vytvořeny z EPS. Tento materiál byl použit hlavně proto, že na rozdíl od EPP drží tvar i při vyšších rychlostech. Ocasní plochy by bylo možno vytvořit z materiálu EPP, ale konstrukce by musela být daleko složitější. Díky vlastnostem EPS mohou být tyto plochy postaveny následujícím způsobem.

Z EPS o tloušťce 10 mm je vyřezán požadovaný půdorysný tvar ploch, náběžná hrana výsledného tvaru je zaoblена, zatímco odtoková hrana je zkosená pod malým úhlem vůči těživě budoucího profilu. Do stabilizátorů ocasních ploch jsou vyřezány dva pruhy kolmé k ploše stabilizátoru a slouží k připevnění k trupu. V zadní části trupu jsou umístěny 4 pásy z překližky o šířce 1,5 mm. Tyto pásy jsou kolmé vůči dané ocasní ploše. Levá a pravá část stabilizátoru VOP má dva společné pásy a stabilizátor SOP má zbývající 2 pásy. Na překližkové pásy bylo nanášeno lepidlo PUREX a po té byly na tyto pásy nasunuty ocasní plochy.

4.4 Křídlo A – obdélníkový půdorys

Křídlo A, které se skládá z levé a pravé poloviny, je tvořeno dvěma nosníky z uhlíkových trubek a potahem o tloušťce 5 mm, který je navíc vyztužen ocelovými dráty o průměru 0,8 mm. Konstrukce je tedy dvounosníková s pomocnými podélníky a nosným potahem.

Každá ze dvou polovin křídla byla vytvořena slepením dvou plátů EPP v místě náběžné a odtokové hrany lepidlem Chemopren. Všechny pláty byly vyztuženy ocelovými dráty. Mezi pláty EPP na odtokové hraně byla navíc vlepena překližka o tloušťce 1,5 mm a šířce 50 mm, aby byla odtoková hrana při své malé tloušťce schopna držet tvar s dostatečnou přesností. Ve vzdálenosti 60 mm od náběžné hrany, v místě aerodynamické osy křídla, ve které se nachází působíště vztlaku, se nachází hlavní nosník o celkové výšce 15 mm. Tento nosník je tvořen uhlíkovou trubkou o průměru 10 mm a pásy z EPP, které zajišťují požadovanou výšku. Ve vzdálenosti 125 mm, tedy v polovině hloubky profilu, se nachází pomocný nosník o výšce 12 mm. Ten je tvořen uhlíkovou trubkou o průměru 7 mm a pásy z EPP. Rozteč nosníků je zajištěna balsovémi destičkami. Na celou konstrukci, tvořenou hlavním a pomocným nosníkem a destičkami zajišťujícími rozteč, bylo nanášeno lepidlo PUREX a tato konstrukce byla vtlačena mezi slepené pláty EPP. Pro větší přesnost zvoleného

profilu NACA 0010 bylo ještě mezi pláty nyní tvořící potah křídla vtlačeno několik podélníků tvořených z EPP o požadované výšce.

Každá ze dvou polovin křídla je vybavena ovládací plochou zajišťující otáčení okolo podélné osy, tzv. křídélkem. Každé křídélko má vlastní servomotor, který umožňuje jeho vychylování. V pravém křídle je navíc upevněna Pitotova trubice pro snímání tlaku a celým křídlem vede silikonová hadička vedoucí vzduch ke snímači umístěnému v trupu.

4.5 Křídlo B – kruhový půdorys

Křídlo kruhového půdorysu je také tvořeno dvěma polovinami. Každá z polovin je tvořena hlavním a pomocným nosníkem z uhlíkových trubek a sedmi žebry z EPP o tloušťce 10 mm. Nosný potah křídla je stejně jako u obdélníkového křídla z EPP o tloušťce 5 mm vyztuženého ocelovými dráty.

Hlavním prvkem kruhového křídla je sedm žeber, jejichž délka odpovídá vzdálenosti od trupu a výška zvolenému profilu NACA 0010 (viz Příloha č. 4). Žebra jsou spojena dvěma uhlíkovými trubkami, které zajišťují požadovanou rozteč žeber. Rozteč nosníků je oproti obdélníkovému křídlu rozdílná, a to z důvodu větší délky kořenové hloubky. Princip vytvarování profilu je podobný jako u křídla obdélníkového půdorysu, rozdílná je pouze vnitřní konstrukce a způsob nasunutí. Konstrukce tvořená žebry a nosníky byla nasunuta zepředu a požadovaného umístění bylo dosaženo hranolky z EPP, které byly přilepeny na potah a zajistily správnou pozici vůči potahu. Odtoková hrana je opět zpevněna překližkovým plátem.

Obě křídla mají stejně jako obdélníková křídla ovládací plochy, servomotory a do pravého křídla je také instalována Pitotova trubice, která je umístěna dostatečně daleko před náběžnou hranu křídla, aby snímání nemohlo být ovlivněno vrtulovým proudem, a to při žádném letovém režimu.

4.6 Ukotvení křídel

Úkolem ukotvení křídla je zajistit pevné spojení křídla s trupem a také jejich správnou pozici vůči trupu, ve kterém jsou umístěny tři trubky. První z nich je společná pro uhlíkovou trubku hlavního nosníku obou křídel, druhá je pro trubku

pomocného nosníku křídla obdélníkového půdorysu a třetí pro trubku pomocného nosníku křídla kruhového půdorysu. Uhlíkové trubky hlavních nosníků křídel mají vnitřní průměr 8,4 mm a trubky pomocného nosníku 4,6 mm. Připojení je provedeno následujícím způsobem a je vysvětleno na hlavním nosníku. Do trubky umístěné v trupu o vnitřním průměru 8,4 mm je umístěna trubka o vnějším průměru 8,4 mm, na kterou je následně nasunuto křídlo, v němž je trubka hlavního nosníku o vnitřním průměru také 8,4 mm. Jako pojistka slouží destičky z překližky, které jsou připevněny ke každému křídlu a jsou vsunuty do trupu, kde jsou poté sešroubovány k sobě. Pro lepší pevnost a přesnost jsou u vstupu na trupu umístěny destičky z překližky o rozměrech 100 x 40 mm, které jsou určeny pro hlavní nosní a pomocný nosník obdélníkového křídla a destičky o rozměrech 50 x 40 mm, které jsou určeny pro pomocný nosník kruhového křídla. Celý tento systém tedy umožňuje upevnění obou typů křídel. Další podstatnou věcí, kterou ukotvení zajišťuje, je úhel náběhu $1,5^\circ$.

4.7 Podvozek

Podvozek slouží ke startu ze vzletové a přistávací dráhy (VPD) a přistání na ní. Jedná se o podvozek příďový, tříkolý. Příďové kolo je říditelné a umožňuje řízení pohybu po VPD.

4.8 Hmotnost letounu

V následující tabulce je rozepsána celková hmotnost letounu:

vážená část		hmotnost [g]
trup	vzletová hmotnost	1210
	bez akumulátorů	1015
	bez vyvažovacího závaží	765
křídlo A		453
	bez dovážení křídla B	440
křídlo B		453
celková vzletová hmotnost		1663
celková hmotnost bez akumulátorů a závaží		1218

Tab. 4.1 – Hmotnost letounu

5 Pohonná soustava

Účelem pohonné soustavy je udílet letadlu dopředný pohyb. Celá soustava se skládá z vrtule, elektromotoru, regulátoru a akumulátorů.

Vrtule je dvoulistá, pravotočivá a má schopnost sklopit své listy, pokud se motor zastaví. Tím se snižuje odpor letounu při klouzavém letu. Vrtule má parametry 11 x 6 “, tzn. průměr vrtule je 11 palců (28 cm) a k jedné otáčce dojde za vzdálenost 6 palců (15 cm).

K pohonu vrtule slouží bezkartáčový stejnosměrný elektromotor, který pracuje při 1250 otáčkách na jeden dodaný volt a při nominálním proudu o velikosti 36 A. Maximální tah je 1350 gramů.

K řízení otáček motoru slouží regulátor, který dostává instrukce z přijímače, do kterého se impulz dostává vzdušnou cestou z vysílače, na kterém bylo množství otáček navoleno velikostí výchylky páčky určené k ovládání plynu. Regulátor je omezen nominálním proudem a může dodávat elektromotoru 40 A. Krátkodobě je regulátor schopen propustit proud o vyšší hodnotě než je nominální.

Poslední částí soustavy je tříčlánkový Li-pol akumulátor, jehož celková kapacita je 2200 mAh. Jmenovité napětí je 11,1 V, je schopen dodávat proud o velikosti 50 A a krátkodobě až 100 A.

6 Letová měření

Letová měření byla provedena ve dnech 20. až 29. dubna na modelářském letišti poblíž města Opavy (49°53'50.000"N, 17°55'18.500"E). Plocha letiště je asfaltová a je složena ze dvou obdélníků. Hlavní část je tvořena obdélníkem o rozměrech 16 x 51 m, na který v ose dráhy navazuje druhý obdélník o rozměrech 28 x 5 m.

6.1 Zálet

První let byl proveden s křídlem obdélníkového půdorysu a proběhl bez větších problémů. Letový projev byl velmi dobrý, letoun byl stabilní a to i při relativně malé rychlosti.

Po ověření správné funkčnosti celého modelu s obdélníkovým křídlem bylo přikročeno k záletu kruhového křídla. Během záletu bylo zjištěno, že poloha těžiště nebyla určena zcela správně, protože letoun měl tendenci neustále letět v režimu, který je znám pod názvem „kobra“, tj. let na kladném nenulovém úhlu náběhu při současném vodorovném letu. Nová poloha těžiště byla určena na vzdálenost 210 mm od náběžné hrany u kořene křídla. Pokusný výpočet v softwaru Těžiště 1.0 byl tedy překvapivě poměrně přesný, protože polohu těžiště stanovil na vzdálenost 203 mm.

6.2 Prostředky pro provedení měření

Pro účely letových měření byla pořízena měřicí soustava Eagle Tree Systems, která se skládá ze zapisovače dat, GPS modulu a snímače vzdušné rychlosti.

Hlavní částí celé soustavy je zapisovač Micro Power eLogger V4, který zaznamenává a ukládá získaná data. Je zapojen mezi akumulátorem a baterií, takže je navíc schopen samostatně měřit dodávaný proud a napětí.

Další částí je GPS modul GPS V4, který s frekvencí 10 Hz zaznamenává zeměpisnou šířku a délku, nadmořskou výšku a rychlost vůči zemi.

Třetí částí měřicí soustavy je snímač vzdušné rychlosti Airspeed V3, který se skládá z Pitotovy trubice, silikonové hadičky a snímače. Snímač je vybaven dvěma vstupy, z nichž jeden je určen pro celkový tlak přivedený hadičkou a druhý snímá statický tlak.

Celý systém je doplněn softwarem, který slouží k nastavování snímací soustavy a zpracování dat. K propojení zapisovače a počítače slouží USB kabel dodaný výrobcem. Software také spolupracuje s programem Google Earth a data je možno exportovat do programu MS Excel.

6.3 Měřené parametry

Úkolem celého experimentu je porovnat dva typy křídel, proto bylo nutno stanovit parametry, které budou získány z letových měření, a budou dostatečně vypovídat o kvalitách obou křídel. Mezi zvolené parametry patří minimální a maximální rychlost, výkonnostní diagram, klouzavost a délka potřebná pro vzlet a pro přistání.

Minimální a maximální rychlost jsou extrémní hodnoty. Maximální rychlost v tomto experimentu vypovídá o schopnosti zvoleného motoru překonat odpor vyvolaný křídlem, zatímco minimální rychlost vypovídá o schopnosti křídla letět na maximálním úhlu náběhu při minimální rychlosti bez přechodu do pádu. Minimální rychlost je také důležitá z pohledu rychlosti vhodné pro přistání.

Výkonnostní diagram ukáže závislost mezi rychlostí a potřebným příkonem a bude sloužit k názornému porovnání obou křídel.

Klouzavost udává úbytek výšky potřebný pro uletěnou vodorovnou vzdálenost při bezmotorovém jevu. Klouzavost vypovídá o aerodynamické jemnosti křídla, tedy jak velký odpor křídlo vyvolá při daném vztlaku.

Délka potřebná pro vzlet a přistání je spíše názornou ukázkou využití minimální rychlosti letadla. Čím je tato rychlost nižší, tím kratší dráhu jak pro vzlet, tak pro přistání, bude letadlo potřebovat.

6.4 Podmínky pro letová měření

Důležitým předpokladem pro úspěšné provedení celého měření bylo dodržení vhodných podmínek. Vlivy, které by mohly znepřesnit měření nevhodnou konstrukcí modelu, byly co nejvíce eliminovány ve fázi návrhu. Povětrností vlivy bylo nutno zohlednit právě v této části experimentu.

Největším problémem byl vítr, který ovlivňuje rychlost letadla vůči zemi. Letí-li letadlo po větru, tedy s větrem v zádech, jeho vzdušná rychlost je menší než rychlost vůči zemi a naopak. V extrémním případě může nastat jev, kdy z důvodu silného protivětru bude letadlo vůči zemi stát, ale vůči vzduchové mase poletí velkou rychlostí. Naopak pokud bude mít silný vítr v zádech, poletí vůči zemi velkou rychlostí. I přesto se může dostat do pádu, protože vůči vzduchu má rychlost příliš malou na to, aby byl generován dostatečný vztlak.

Z výše popsaného důvodu byl pořízen snímač vzdušné rychlosti, který může změřit rychlosti vztažené k rychlosti větru, tedy maximální a pádovou rychlost, a to nezávisle na rychlosti větru, tedy i rychlosti vůči zemi.

Během záletu však bylo zjištěno, že snímání vzdušné rychlosti nefunguje, jak bylo očekáváno. Při letu proti větru by měla být vzdušná rychlost vyšší než rychlost vůči zemi a naopak. Tento efekt ale nenastal. Vzdušná rychlost byla vždy menší než rychlost vůči zemi změřená GPS modulem. Z tohoto důvodu bylo jako hlavní podmínka určeno bezvětří. Všechny měřené lety tedy proběhly ráno mezi sedmou a devátou hodinu v závislosti na trvání bezvětří. Tento stav byl také zpětně kontrolován pomocí meteorologické stanice Českého hydrometeorologického ústavu, která je umístěna 4 km od letiště a její výstup je možno kontrolovat na internetových stránkách.

6.5 Metodika měření

Správná metodika měření je zárukou výpovědní hodnoty naměřených hodnot. Z tohoto důvodu bylo nutno najít vhodné způsoby, jak získat požadované parametry.

Veškeré rychlosti musí být měřeny při vodorovném letu, což zajistí, že dopředný pohyb je letadlu udán pouze pohonnou soustavou bez přispění gravitace.

Zároveň je potřeba zajistit, že během měřeného úseku nebude měněn příkon zásahem příslušné řídicí páčky na vysílači.

Klouzavost musí být měřena při vypnutém motoru a se sklopenou vrtulí, čímž se sníží odpor na minimum. V ideálním případě musí být dodržena konstantní rychlost, čímž se zajistí ideální poměr klouzání. Protože pořízení vybavení přenášející měřená data v reálném čase na zem by bylo příliš finančně náročné, nelze rychlost kontrolovat exaktně, ale pouze odhadem udržovat její stálou hodnotu.

Délka potřebná pro start a přistání bude vypočtena z proběhlých startů, při nichž bude zjištěno průměrné zrychlení a zpomalení, a následně teoreticky vypočteny hodnoty požadovaných délek.

6.6 Metodika vyhodnocování

Tak, jako je důležité stanovit vhodnou metodiku pro měření, je nutno stanovit vhodnou metodiku pro vyhodnocování výsledků. Pro vyhodnocování všech výsledků byl použit export dat ze software Eagle Tree Systems do programu MS Excel a Google Earth.

Během letových měření se ne vždy podařilo dodržet zadanou metodiku měření, a proto bylo nutno dát při vyhodnocování pozor na vybíraná data. Nejvhodnější data se vyznačovala relativně časově dlouhým úsekem, při němž byly zachovány požadované hodnoty v konstantní formě.

V případě měření příkonů potřebných pro dané rychlosti a rychlostí obecně bylo potřeba najít takové části grafu, kde byly zároveň konstantní hodnoty rychlosti, výšky a příkonu (viz Příloha č. 8). Tím bylo zajištěno, že výsledná rychlost je vyvozena pouze pohonnou soustavou. Z těchto vhodných částí grafů byly následně vybrány datové zápisy, kdy jeden zápis představuje údaje o čase, GPS souřadnicích, výšce, rychlosti, proudu, napětí a automaticky vypočteného příkonu. Do bodového grafu se závislostí příkonu na rychlosti byly vyneseny body ze získaných datových zápisů a těmito body byla proložena spojnice trendu. Každá spojnice se vyznačuje svým funkčním předpisem a hodnotou spolehlivosti R , která vychází z hodnoty R^2 dodané tabulkovým programem (viz Příloha č. 9, nahoře). Hodnota R^2 dosahuje hodnot v intervalu $<0,1>$.

V případě klouzavosti bylo potřeba najít vhodnou část grafu, která se vyznačovala postupným snižováním výšky, nulovým příkonem a co nejvíce konstantní dopřednou rychlostí. Tento úsek byl pak převeden do programu Google Earth, kde bylo možno pomocí vykreslení výškového profilu zjistit, zda bylo klesání provedeno pod konstantním úhlem (viz Příloha č. 10). Pokud daný úsek vyhovoval všem požadavkům, byl změřen výškový rozdíl a uletěná vzdálenost ve vodorovné rovině. Z těchto hodnot byla poté získána hodnota klouzavosti.

Vyhodnocení délky pro start a přistání nebylo možné, protože zrychlení letounu bylo příliš velké na to, aby mělo výpovědní hodnotu pro možnost výpočtu délky pro start. Délka pro přistání nemohla být vyhodnocena z toho důvodu, že se délka letiště ukázala jako nedostatečná pro přistání letounu s obdélníkovým křídlem. Pokud by nebylo zasaženo do řízení příďového podvozku, a tím znemožněno výpočtu zpomalení, skončil by letoun ve většině případu za asfaltovým úsekem v trávě.

6.7 Vyhodnocení výsledků

Měřením rychlostí a potřebných příkonů byl získán výkonnostní diagram, který jasně ukazuje, že křídlo kruhového půdorysu je energeticky náročnější (viz Příloha č. 9, dole). Jeho hlavní výhodou je nižší minimální rychlost. Nižší je však také rychlost maximální. Pro vyhodnocení těchto údajů bylo použito 18 měřených úseků při 491 datových zápisech pro kruhové křídlo a 17 měřených úseků při 369 zápisech pro obdélníkové křídlo. Následující tabulka ukazuje potřebný příkon pro tři význačné rychlosti obou křídel. Jedná se o minimální, maximální a ekonomickou rychlost, což je rychlost, při které je potřeba nejmenšího příkonu.

křídlo	A (obdélníkové)		B (kruhové)	
	rychlost [km/h]	příkon [W]	rychlost [km/h]	příkon [W]
minimální	23,7	138	16,8	173
ekonomická	40	84	34	112
maximální	97,8	357	86,5	345

Tab. 6.1 – Přehled hodnot rychlostí a příkonů pro dané rychlosti

Dalším měřeným parametrem byla klouzavost. Na její vyhodnocení pro kruhové křídlo byly použity tři měřené úseky a bylo dosaženo klouzavosti 2,94 s průměrnou odchylkou 0,06. Tento údaj říká, že při sklesání jednoho výškového

metru uletí letadlo necelé tři metry ve vodorovném směru. Pro vyhodnocení klouzavosti obdélníkového křídla bylo použito pět úseků s výsledkem 5,81 a průměrnou odchylkou 0,37. Obdélníkové křídlo má tedy lepší klouzavost a při sklesání jednoho výškového metru uletí necelých šest metrů ve vodorovném směru.

Vyhodnocení délek pro vzlet a přistání nemohlo být provedeno z důvodu nedostatečně dlouhé dráhy. Nicméně lze zhodnotit, že dráha byla nedostatečná pouze pro obdélníkové křídlo, nikoliv však pro kruhové. Přistání navíc nebylo v žádném z případů provedeno na minimální rychlosti, protože nebylo možné kontrolovat hodnoty aktuální rychlosti a nebylo žádoucí riskovat pád v malé výšce. Fakt, že kruhovému křídlu délka dráhy stačila, je také dán letovým projevem při rychlostech blízkých pádovým.

Pádové vlastnosti obdélníkového křídla byly obvyklé a očekávané. Po překročení minimální rychlosti a kritického úhlu náběhu se letoun stočil na stranu toho křídla, na kterém dříve došlo k odtržení proudnic, a celý stroj přešel v pád. Pádové vlastnosti kruhového křídla však byly zcela odlišné. Po překročení limitních hodnot se let začal podobat klesání helikoptéry s mírnou dopřednou složkou, a to bez stočení letounu na stranu. Za vhodného protivětru by tedy letoun mohl přistát téměř na místě.

Zajímavou vlastností byla také stabilita křídla s kruhovým půdorysem. Tato vlastnost byla poprvé během celého experimentu spatřena již na testovacím házedlu, jemuž nebyl dán žádný úhel vzepětí, který u házedel působí jako stabilizační prvek. Házedlo i přesto letělo rovně a při vychýlení vůči podélné ose například poryvem větru se po chvíli vrátilo do původní polohy. Stejně vlastnosti byly objeveny i u dálkově řízeného modelu. Ty se jednak projevily při pádu, kdy se letoun nestočil na žádnou ze stran a pak se také projevily při úmyslném pokusu ověřit tento jev. Letoun byl za letu v dostatečné výšce nakloněn pomocí křídélek a ponechán bez dalšího zásahu. Po čase se letoun vrátil do původní polohy.

7 Závěr

Z celé této bakalářské práce vyplývá, že letadla s křídly, jejichž půdorysný tvar byl kruhový, nebo byl kruhu podobný, měla ve své historii důležité místo. I přesto, že žádný z projektů výrazně neuspěl, je možné říci, že měl přínos pro svou dobu. V počátcích letectví tato letadla dokázala, že aby byla schopná letět, nemusí mít nutně pouze obdélníková křídla, a sloužila jako alternativa k patentům bratří Wrightů. Později ukázala, že mohou vykazovat velmi dobré letové vlastnosti a mohou být použitelná dokonce jako stíhací letouny. K realizaci nedošlo pouze kvůli technickým problémům pohonu, nikoliv kvůli koncepci letadla. V zatím posledním případě experimenty s kruhovým půdorysem nosné plochy naznačily, že tato letadla mohou předčít soudobá dopravní letadla, a to v nezanedbatelném měřítku. Teoretická část této práce ukázala, že letadlo s křídlem kruhového půdorysu, které je dobře navrženo, může překonat letadla běžných koncepcí.

Praktická část práce došla k výsledkům, že při zadaných podmínkách je kruhové křídlo energeticky náročnější, protože vyvozuje větší odpor vůči vzduchu oproti křídlu obdélníkovému. Kruhové křídlo však to obdélníkové překonává v hodnotě minimální rychlosti letu, dále potřebuje daleko kratší dráhu pro přistání, což souvisí nejen s minimální rychlostí, ale také s pádovými vlastnostmi, které jsou podstatně lepší. Při správné optimalizaci může tedy křídlo s kruhovým půdorysem překonat to s obdélníkovým. Nevyřešenou otázkou zůstává, jak by se toto křídlo chovalo při rychlostech okolo 0,8 Mach, které jsou pro dnešní civilní leteckou dopravu nejdůležitější.

Úkolem této bakalářské práce bylo provést aerodynamickou analýzu, historický průzkum, návrh a konstrukci létajícího modelu a provedení letových měření s následujícím vyhodnocením. Všechny vytyčené cíle byly splněny.

Seznam použitých zdrojů

- [1] *Učebnice pilota 2011*. 1. vydání. Cheb: Svět křídel, 2011. ISBN 978-80-86808-90-1
- [2] Dušan Slavětinský. *Obecná geometrie křídla* [online]. Poslední revize 29. 12. 2010, [cit.2013-04-28]. Dostupné z: <<http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>>.
- [3] Dušan Slavětinský. *Vlastnosti a použití šípových křídel* [online]. Poslední revize 25. 14. 2010, [cit.2013-04-28]. Dostupné z: <<http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/SipoveKridlo-vlastnosti.aspx>>.
- [4] Dušan Slavětinský. *Přodorysný tvar křídla* [online]. Poslední revize 25. 14. 2010, [cit.2013-04-29]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/koncepce/Koncepce1_4.aspx>.
- [5] *Vought V-173* [online]. Poslední revize 12. 02. 2013, [cit.2013-04-30]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Vought_V-173>.
- [6] Rae Moran. *Round Aircraft Designs*. [cit.2013-04-30]. Dostupné z: <<http://celticowboy.com/Round%20Aircraft%20Designs.htm>>.
- [7] *Kitchen annular biplane*. [cit.2013-05-02]. Dostupné z: <<http://flyingmachines.ru/Site2/Crafts/Craft29615.htm>>.
- [8] *McCormick - Romme Cycloplane - "Umbrella Plane"*. [cit.2013-05-02]. Dostupné z: <<http://www.voughtaircraft.com/heritage/products/html/romme.html>>.
- [9] *Novel Parachute Plane Is Built to Land in the Back Yard (Jun, 1934)*. 14. 4. 2008, [cit.2013-05-03]. Dostupné z: <<http://blog.modernmechanix.com/novel-parachute-plane-is-built-to-land-in-the-back-yard/>>.

- [10] Popular Science. *Flying Saucers Through Ages*. 11. 4. 2008, [cit.2013-05-03]. Dostupné z: <<http://www.popsci.com/cars/gallery/2008-11/flying-saucers-through-ages?image=5>>.
- [11] Уголок неба. *Nemeth Parasol*. c2008, [cit.2013-05-03]. Dostupné z: <<http://www.airwar.ru/enc/xplane/nemeth.html>>.
- [12] *Arup S-1*. Poslední revize 8. 7. 2012, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Arup_S-1>.
- [13] *Arup S-2*. Poslední revize 23. 3. 2013, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Arup_S-2>.
- [14] *Arup S-3*. Poslední revize 19. 11. 2012, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Arup_S-3>.
- [15] *Arup S-4*. Poslední revize 1. 11. 2012, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Arup_S-4>.
- [16] Dan Johnson. *Sack AS-6*. c2012, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <<http://www.luft46.com/misc/sackas6.html>>.
- [17] *Sack AS-6*. Poslední revize 27. 3. 2013, [cit.2013-05-04]. Dostupné z: <http://de.wikipedia.org/wiki/Sack_AS-6>.
- [18] *V-173 Flying Pancake*. [cit.2013-05-05]. Dostupné z: <<http://www.voughtaircraft.com/heritage/special/html/sv1732.html>>.
- [19] *Vought V-173*. Poslední revize 12. 2. 2013, [cit.2013-05-05]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Vought_V-173>.
- [20] *Vought XF5U*. Poslední revize 15. 4. 2013, [cit.2013-05-05]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Vought_XF5U>.

- [21] *Vought XF5U Flying Flapjack*. Poslední revize 16. 4. 2013, [cit.2013-05-05]. Dostupné z: <http://cs.wikipedia.org/wiki/Vought_XF5U_Flying_Flapjack>.
- [22] Popular Science. *Flying Saucers Through Ages*. 11. 4. 2008, [cit.2013-05-06]. Dostupné z: <<http://www.popsci.com/cars/gallery/2008-11/flying-saucers-through-ages?image=1>>.
- [23] Aviation Concern EKIP. *Description of Flying Vehicles "EKIP"*. c2004, [cit.2013-05-06]. Dostupné z: <<http://www.ekip-aviation-concern.com/eng-b/1.shtml>>.
- [24] Aviation Concern EKIP. *FLIGHT AND TECHNICAL CHARACTERISTICS OF "EKIP" FLYING VEHICLES*. c2004, [cit.2013-05-06]. Dostupné z: <<http://www.ekip-aviation-concern.com/eng-b/10.shtml>>.
- [25] GPS4U Online store. *The death and rise of Soviet EKIP Super-UFO Vortex oscillating propulsion platform inspires newest super-jet aircraft designs*. 18. 8. 2011, [cit.2013-05-06]. Dostupné z: <<http://www.gps4us.com/news/post/The-death-and-rise-of-Soviet-EKIP-Super-UFO-Vortex-oscillating-propulsion-platform-inspires-newest-super-jet-aircraft-designs-20110818.aspx>>.
- [26] RIA Novosti. *UFO sighting near Moscow*. 7. 4. 2011, [cit.2013-05-06]. Dostupné z: <<http://en.rian.ru/papers/20110407/163421290.html>>.
- [27] *Russian UFO or Tarelka (EKIP) - story of its creation*. In: Youtube [online]. 2. 4. 2008, [cit. 2013-05-06]. Dostupné z: <<http://www.youtube.com/watch?v=cThIbDONerI>>.
- [28] Miroslav Musil. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. 1. vydání. Praha: Knihnice Svazarmu, 1978. ISBN 28-070-78 05/112.
- [29] *Néreus*. Poslední revize 10. 3. 2013, [cit.2013-05-09]. Dostupné z: <<http://cs.wikipedia.org/wiki/Néreus>>.

- [30] *Nereus*. Poslední revize 21. 2. 2013, [cit.2013-05-09]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Nereus>.

Seznam obrázků

- Obr. 1.1 Grafické srovnání různých půdorysných tvarů křídel o stejné ploše
- Obr. 1.2 [http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/obrazky/Geom2_1.jpg]
- Obr. 1.3 [http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/obrazky/Sip_kr1_2.jpg]
- Obr. 2.1 [<http://flyingmachines.ru/Images7/GT/GT-0/170-2.jpg>]
- Obr. 2.2 a [<http://celticowboy.com/47279463.jpg>]
- Obr. 2.2 b [<http://celticowboy.com/Lilliescan0002%20r.jpg>]
- Obr. 2.3 [http://www.popsci.com/files/imagecache/photogallery_image/articles/1929.jpg]
- Obr. 2.4 [<http://celticowboy.com/au5.jpg>]
- Obr. 2.5 [http://4.bp.blogspot.com/-LzPTuHkeH4Y/T-p2byc4pBI/AAAAAAB_Fw/qtvCUIXYBro/s1600/v173+pancake.jpg]
- Obr. 2.6 [http://www.popsci.com/files/imagecache/photogallery_image/articles/1990.jpg]
- Obr. 3.1 Grafické znázornění rozdílu velikosti ploch ovlivněných vrtulovým proudem

Seznam tabulek

- Tab. 1.1 Hodnoty štíhlostí v závislosti na půdorysu křídla a jeho rozměrech
- Tab. 3.1 Výpočet rozměrů VOP
- Tab. 3.2 Hledání vhodného poloměru kruhu v závislosti na výsledném obsahu
- Tab. 4.1 Hmotnost letounu

Tab. 6.1 Přehled hodnot rychlostí a příkonů pro dané rychlosti

Seznam vzorců

Vzorec 1.1 Výpočet štíhlosti křídla

Vzorec 3.1 Výpočet mohutnosti VOP

Seznam příloh

Příloha č. 1 Nákres letounu s křídlem A

Příloha č. 2 Nákres letounu s křídlem B

Příloha č. 3 Detail motorového lože

Příloha č. 4 Parametry žeber křídla B

Příloha č. 5 Rozmístění vybavení v trupu

Příloha č. 6 Fotografie letounu Nereus A

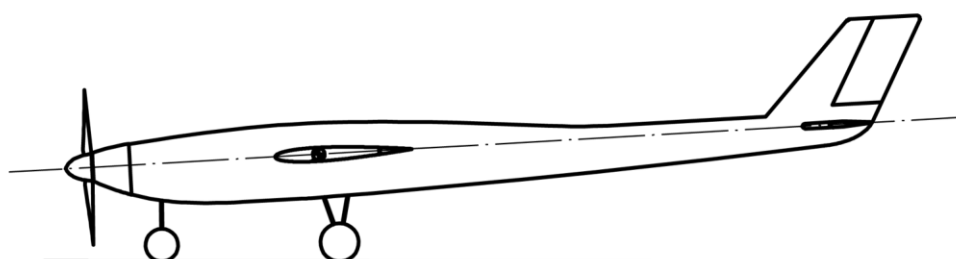
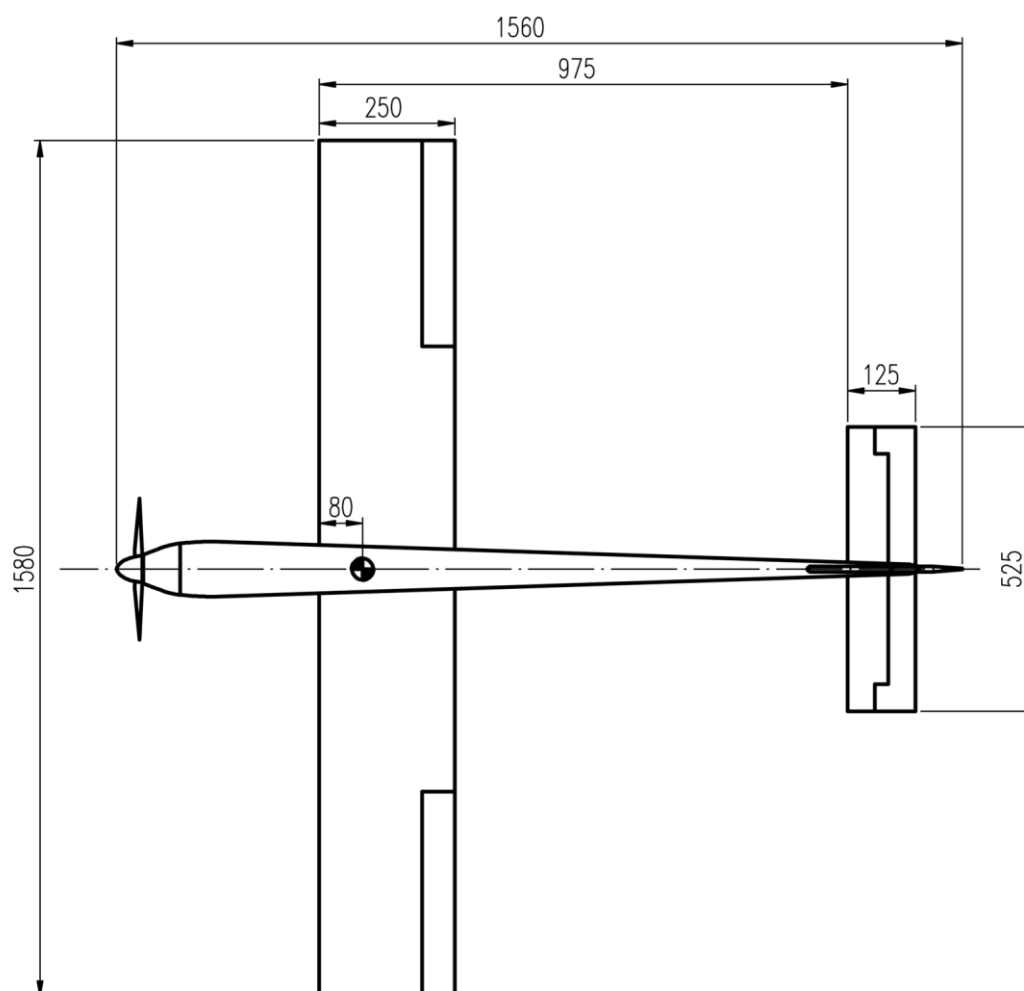
Příloha č. 7 Fotografie letounu Nereus B

Příloha č. 8 Ukázka grafů použitých při vyhodnocování

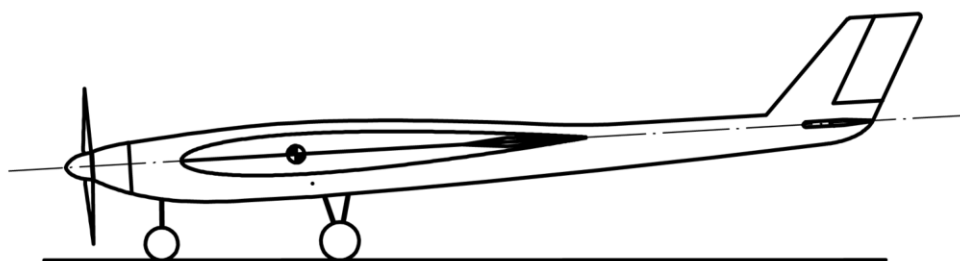
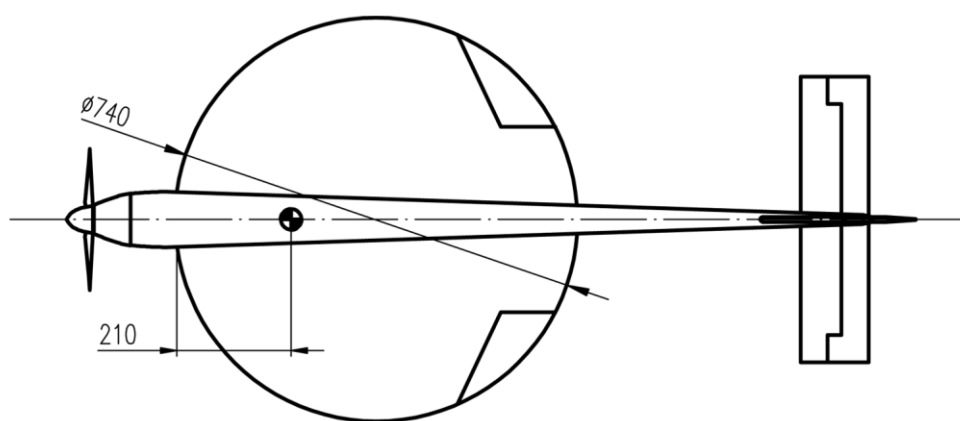
Příloha č. 9 Diagramy výkonnosti

Příloha č. 10 Ukázka metodiky vyhodnocení klouzavosti pomocí programů
MS Excel a Google Earth

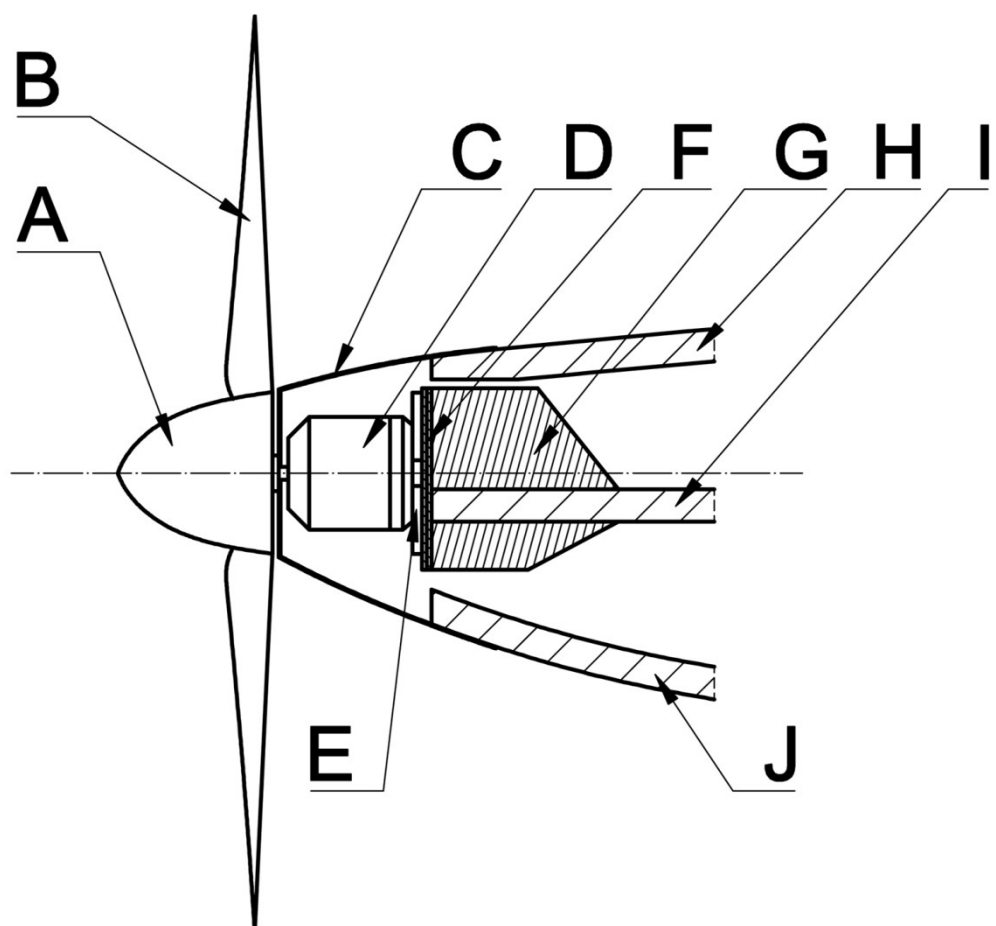
Příloha č. 1 – Náčrpes letounu s křídlem A



Příloha č. 2 – Náskres letounu s křídlem B

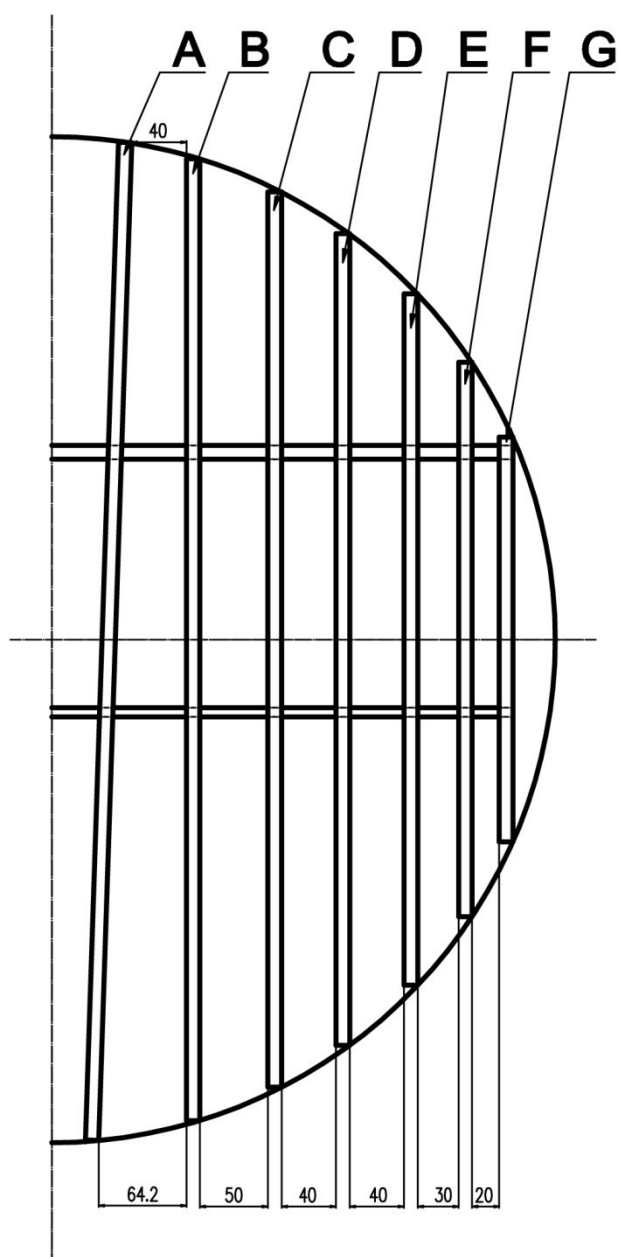


Příloha č. 3 – Detail motorového lože



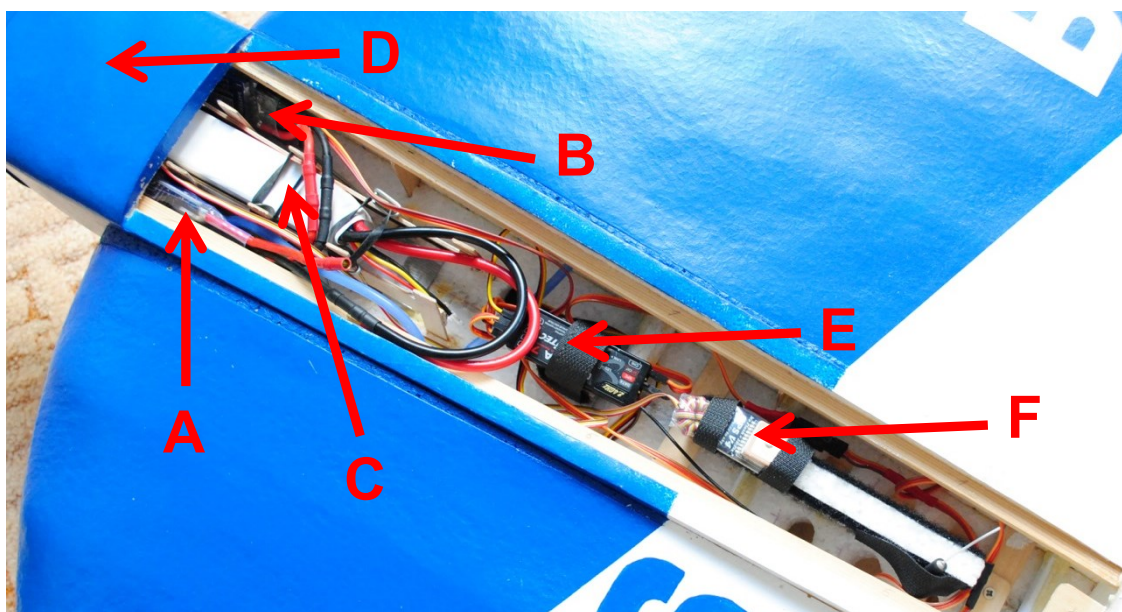
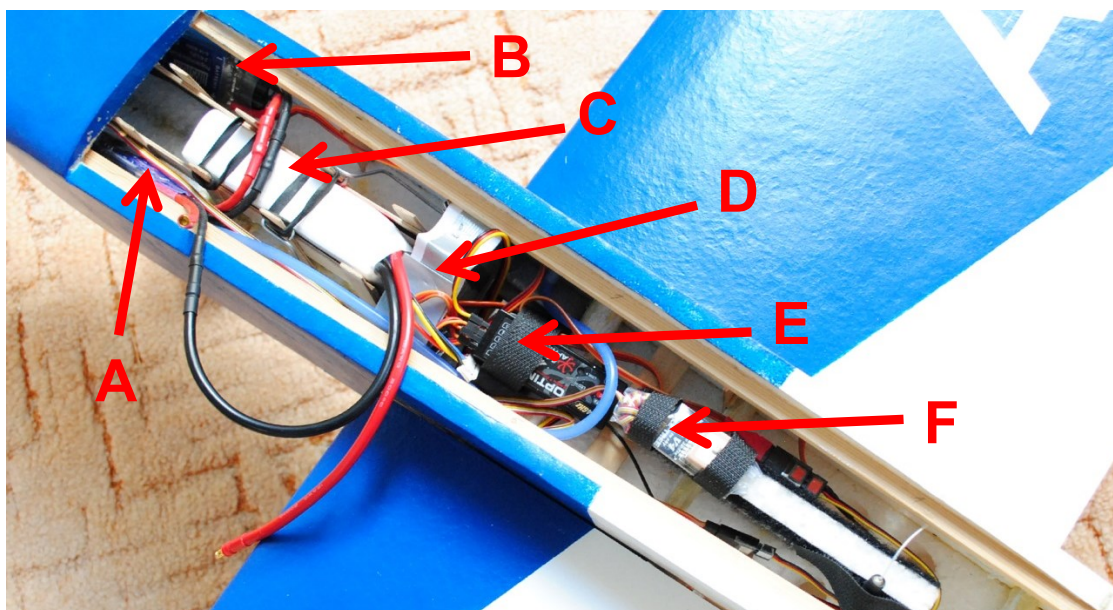
A	vrtulový kužel	B	vrtule
C	kryt motoru	D	elektromotor
E	montážní kříž	F	dvě překližkové destičky
G	motorové lože	H	trup – horní část
I	podélná přepážka	J	trup – dolní část

Příloha č. 4 – Parametry žeber křídla B



žebro	hloubka [mm]	maximální výška [mm]
A	734	73,4
B	707	70,7
C	658	65,8
D	597	59,7
E	508	50,8
F	407	40,7

Příloha č. 5 – Rozmístění vybavení v trupu



A zapisovač letových dat
a snímač vzdušné rychlosti

B regulátor

C akumulátor

D vyvažovací závaží (u typu B umístěno
hned za motorovým ložem)

E přijímač

F GPS modul

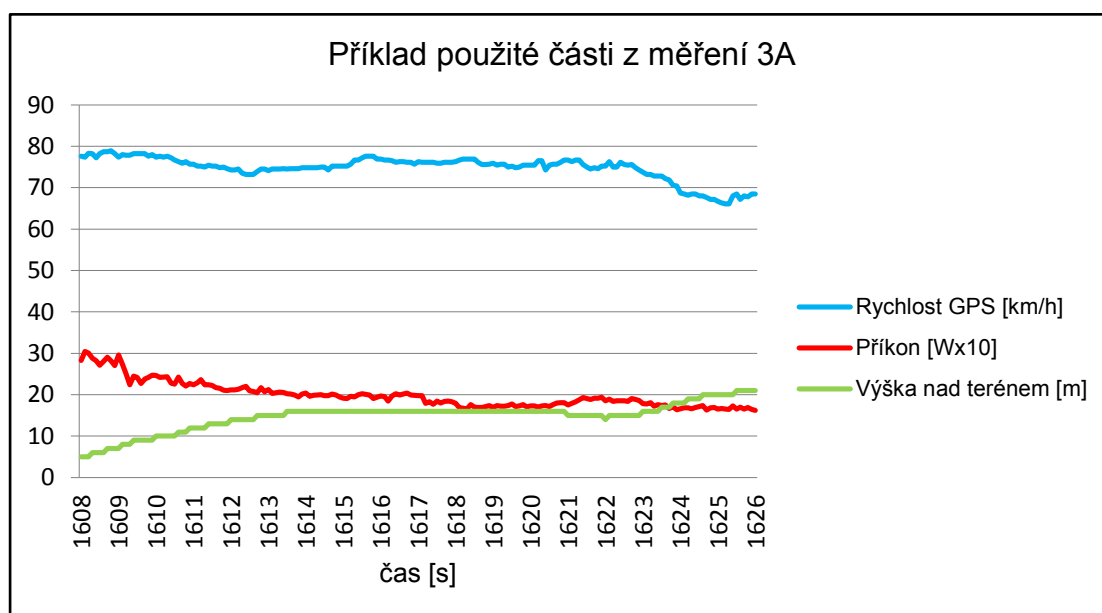
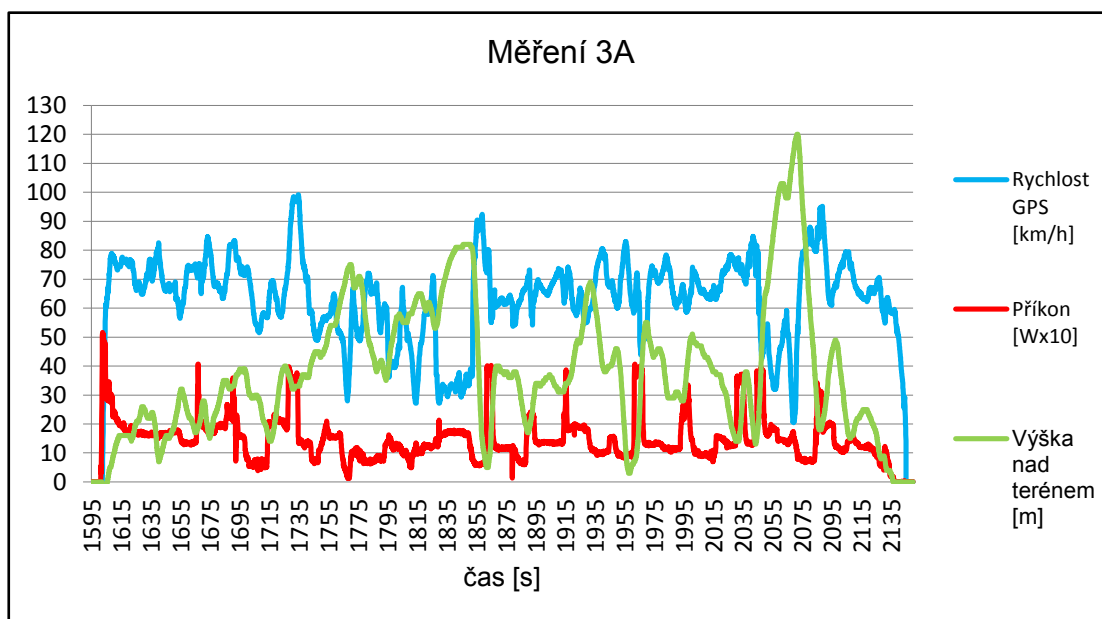
Příloha č. 6 – Fotografie letounu Nereus A



Příloha č. 7 – Fotografie letounu Nereus B

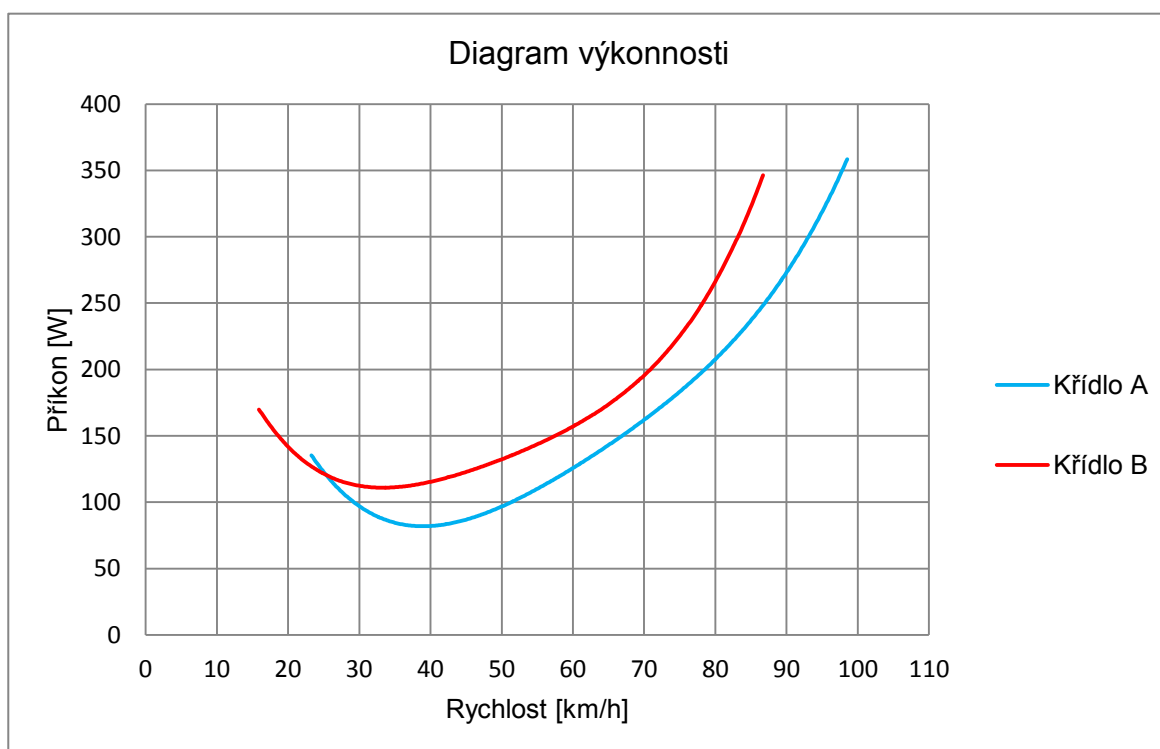
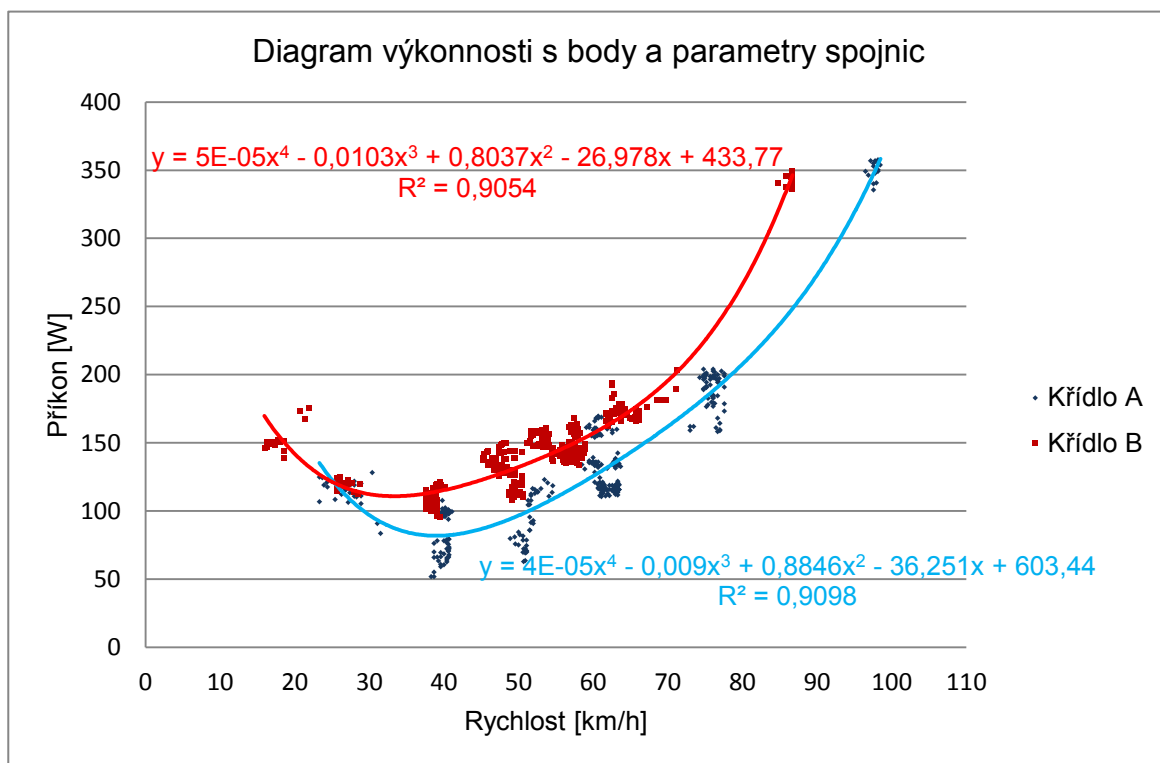


Příloha č. 8 – Ukázka grafů použitých při vyhodnocování



Konkrétní použitá část je v časovém rozmezí 1614 až 1621.

Příloha č. 9 – Diagramy výkonnosti



Příloha č. 10 – Ukázka metodiky vyhodnocení klouzavosti pomocí programů MS Excel a Google Earth

